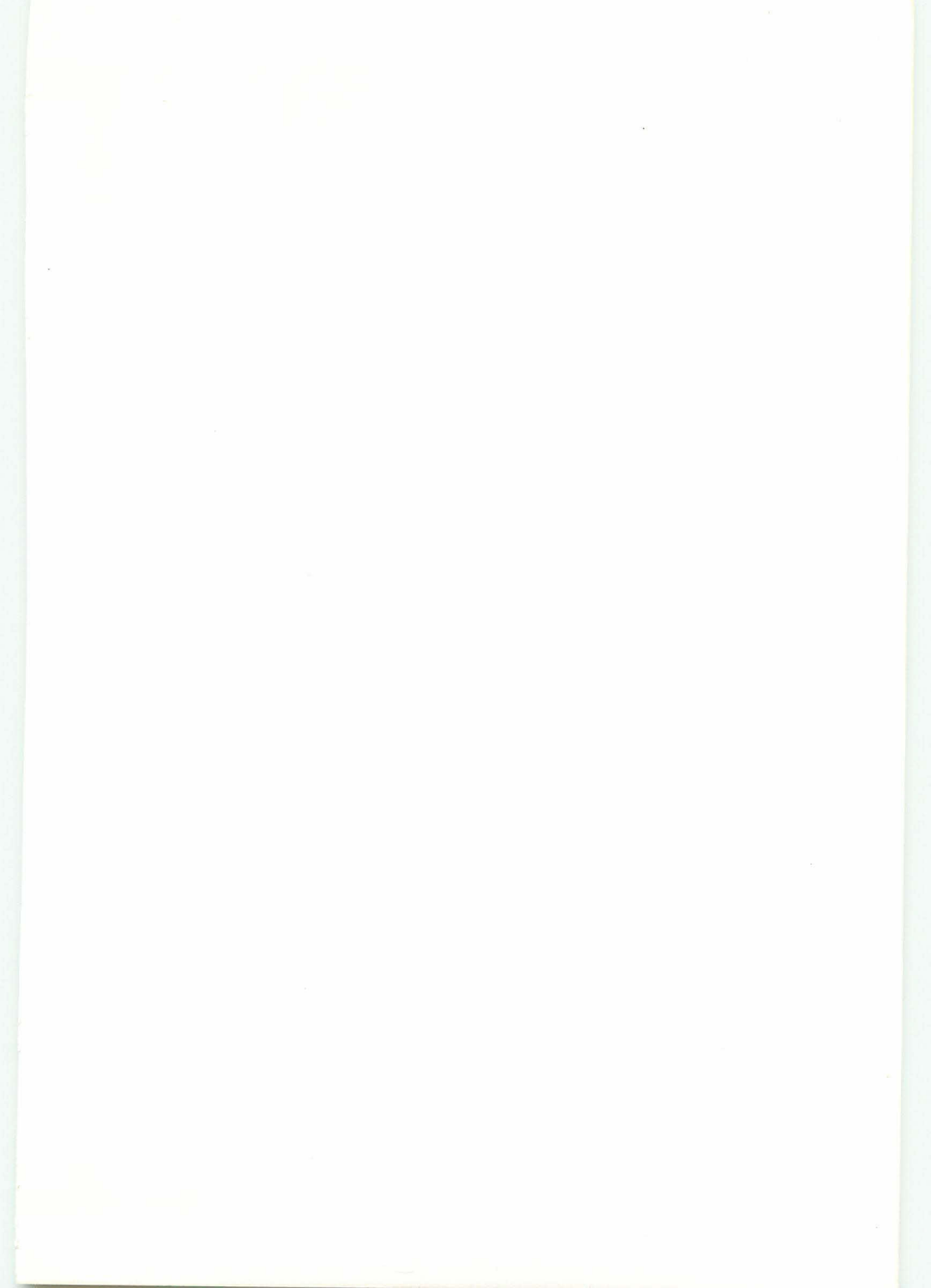
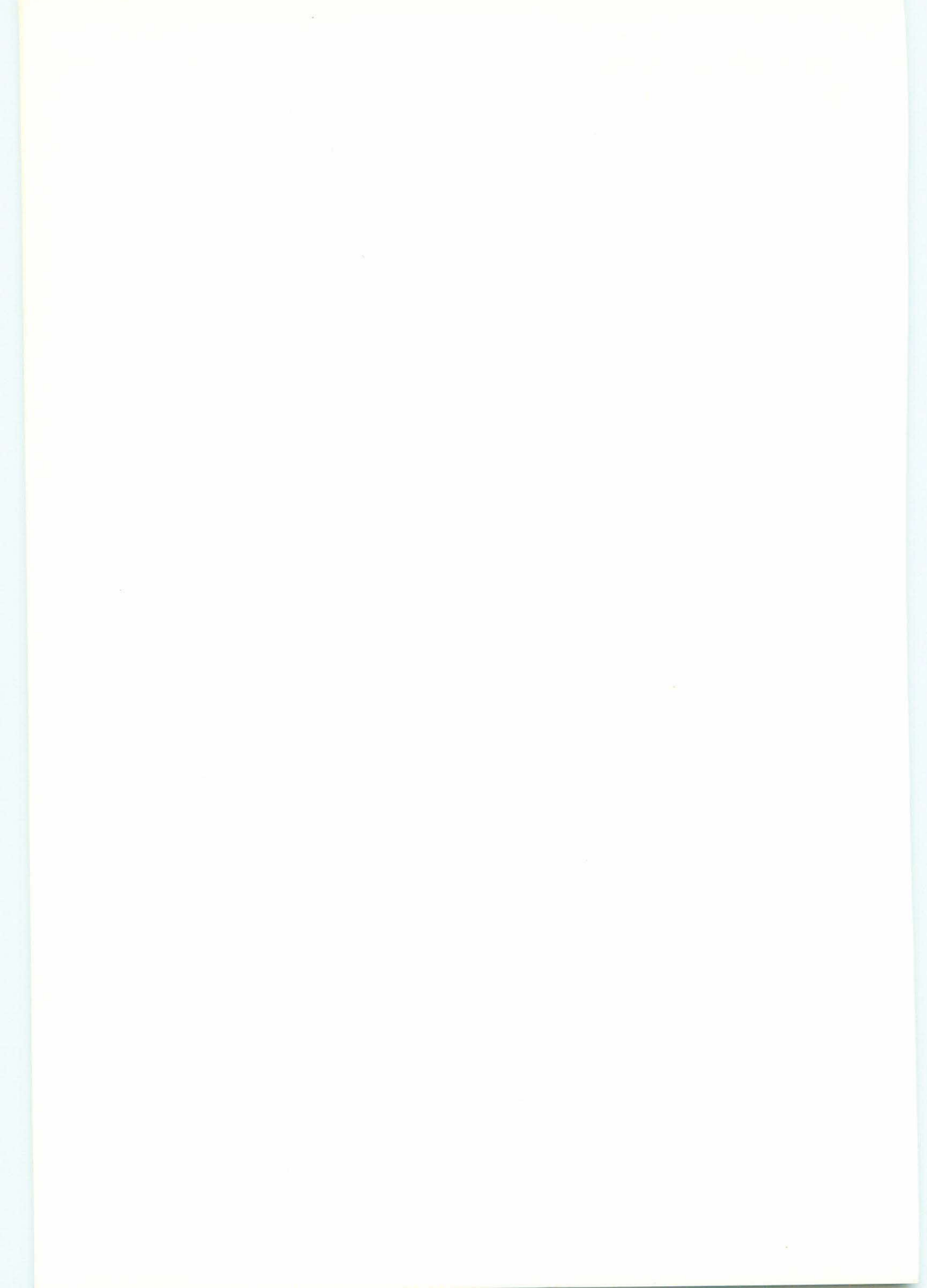
模型航空機と凧の科学

東　昭　著

電波実験社

カバーの写真は，流れの様子を
調べる煙風洞に生きているトン
ボを入れて，はばたき翼の後流
を可視化したものであり，飛ぶ
ものの流体力学を調べるうえで
貴重な写真である。

模型航空機と凧の科学

東　　昭　著

電波実験社

まえがき

本書は，多くの紙飛行機，模型航空機，および凧の愛好家に，飛行の科学を理解して頂くために書かれたものである。模型機の科学は，広い学問の分野に広がっているので，一見難かしいと感じられるかもしれないが，正確さを失わない範囲で，なるべく易しく解説したいと思っている。難解な解説は別枠の資料の中に入れたので，それを飛ばして読んで頂いても差支え(さしつか)はない。また本書では理論的に物足りないと思われる方は，拙著の"航空工学 I と II，裳華房，(1989)"または"航空を科学する（上，下），酣燈社，(1994，1995)"を参照されたい。

1995年　春　　　　　　　　　　　　東　　昭

模型航空機と凧の科学

目　次

資　料

はじめに

航空機の発達には，初めに凧や竹トンボが，次いで模型機による研究が欠かせないものであった。しかし今日では，実機のための研究機としてのみならず，それが固有・独特の発展を遂げ，遊びのレジャーは勿論のこと，いろいろな面で利用されるようになった。

模型の航空機には，子供達の玩具の紙飛行機や手投げ飛行機，大人達の室内機や野外機，少し飛ばすのに難かしいがやって面白い模型ヘリコプター，それに遊びではなく実用機として用いられる“遠隔制御機”（“RPV”）まで入れると，実に様々な種類がある。

模型機は実機と比べて小型である。このため流体力学的および飛行力学的に実機といろいろな違いが生まれてくる。ある面では簡略化ができ，また別の面では頑丈に製作できる。自ら縮小化できない人間にとって実機より制御し難い面もある。しかし，そこに人が乗っていないので，いろいろな危険な仕事をさせたり，実機では無理な大胆な実験もできるのである。

同様に凧にも地域により，時代により，いろいろ変わったものがある。古い凧のルーツを探って行くと，民族の文化の流れが判るのではないかとさえ思えてくる。一般には，何れも人が乗らないで飛ぶので，ある程度安定が良く，かつ制御が容易でないといけない。元もとは遊びの凧として発達したのであろうが，信号として利用されたり，魚釣りに使われたり，あるいは科学実験に，気象観測にと応用されている。

凧は，自由に飛行するものではなく，糸に繋がれているので，一般にその運動は複雑で，その解析は航空機の運動のそれより難かしい。飛行機開発のそもそもの初めに凧が先ず良く研究され，それから今日の飛行機へと発展した歴史がある。凧の研究は，模型航空機の研究と共に，尽きない面白味がある。

第1章　翼

先ず始めに，模型航空機や凧にとって大事な飛行用具の翼について調べてみよう。翼は，その形（平面形と断面形）が千差万別であるが，その使われ方もいろいろである。飛行生物が翼を持って空中での飛行能力を獲得するのと同じ頃から，遊泳生物は翼を使って水中を自由に動き回っていたようである。多くの航空の先駆者達は，飛行する生物の翼を研究した。本章では，翼というものが，いかに優れた特性を持っているかをみてみよう。

§1.1　翼とは

“翼”とは，それを形状から見れば，一般に，進行方向の長さ（“翼弦”）に比べて，それにほぼ直角な横方向の幅（“翼幅”）の方が大きく，それでいて，上下方向の“厚み”（“翼厚”）が小さく，いくぶん上方に“反り”のある板状の飛行用具である。

翼が，空中または水中を進む時，翼幅と翼弦との比，詳しくは翼幅の2乗

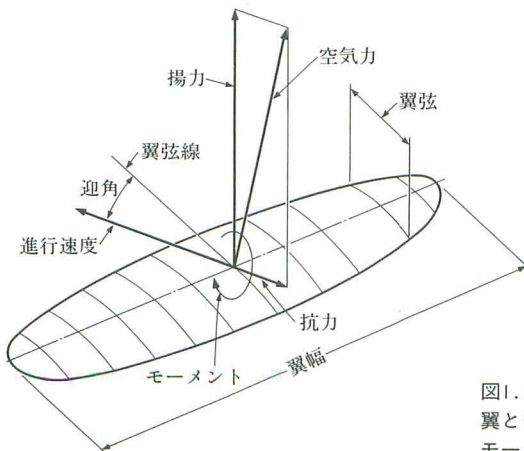



図1.1-1
翼とそこに働く力とモーメント

と“翼面積”との比（“アスペクト比”という）が20倍以上もあれば，図1.1-1に示されるような，翼に働く“流体力”のうち，進行方向に垂直上向きに働く“揚力”成分と進行方向に平行で後向きに働く“抗力”成分との比（“揚抗比”）が100以上も大きくなる。

これは全く素晴らしいことで，揚抗比100の翼は抗力に対抗して，例えば1kgの力で前方に引っ張ってやれば，何と100kgの上向きの揚力が得られるという真にありがたい飛行用具なのである。

しかし実際には，翼幅と翼弦との比をそんなに大きくとることは，構造の上からも，また操作取り扱いの上からも容易でない。さらに，実機なら動力源や人，模型機なら動力源その他を乗せる胴体や，安定をとるための尾翼等が付加されると，揚力と抗力との比である揚抗比は減少して，例えば翼面積の割に翼幅の大きい高性能グライダーで約50となる。

言い換えると，翼とは，翼幅と翼弦との比であるアスペクト比が1より大きいか，またはアスペクト比が1以下でも，揚力と抗力との比である揚抗比が1以上ある飛行用具であるといえる。

翼に働く流体力を決定するのは翼の大きさ，速度および形状である。大きさは，一般には翼の“前縁”と“後縁”を結ぶ平面に投影された“平面形”の面積である翼面積で表され，それが大きくなるほど，翼に働く流体力はその面積に比例して大きくなる。さらに流体力は，翼の動く速度と共に増大するが，翼がある程度の大きさと速度を持つ場合（例えば大型の鳥の大きさと速度以上），流体力はその速度の2乗に比例する。ところが，大きさと速度が小さくなって，小型の昆虫，例えば蚊程度の大きさと速さになってくると，翼に働く流体力は，速度そのものに比例する。

さて翼の形状としては2つの項目が考えられる。その一つは，図1.1-2に示されるように，翼の縦方向の断面形でこれを“翼型”という。この翼型の形状で，そこに働く流体力が異なり，特に横幅の大きい，つまりはアスペクト比の大きい翼ほど，そこに働く流体力の様子すなわち翼の特性は，その翼型に依存する。もう一つは翼の平面形で，その形状に流体力の特性が左右される。特に翼幅の小さい，従ってアスペクト比の小さい翼では，翼型の違いは

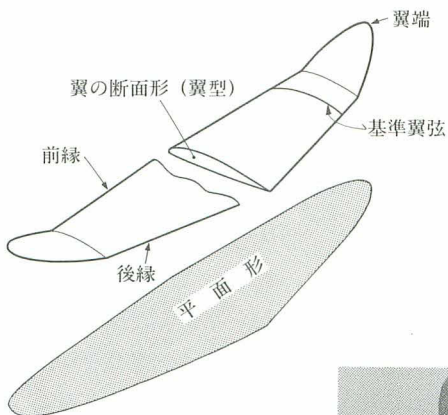



図1.1-2
翼型と平面形

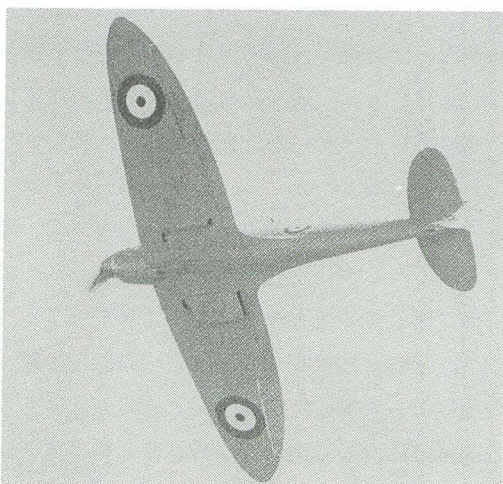



図1.1-3
楕円翼のスピットファイヤ

翼に働く流体力の特性にあまり強くは関係しなくなり，ほとんど平面形でその特性が決定される。

多くの飛行機は，中庸のアスペクト比を持ち，従って，翼型も翼の平面形も共に大事で，その機体のミッションに適合するように選ばなくてはならない。§1.3で述べるように，平面形が楕円（長円）の“楕円翼”は，与えられたアスペクト比に対して，音速より遅い速度で飛ぶ限り，最良の揚抗比を持ち得るので，構造上・製作上の面倒さの点を除けば，利用したい平面形で，実際第2次大戦中の英国の傑作戦闘機“スピットファイヤ”に採用された（図1.1-3）。ただしごく最近では，ツバメの翼のような三日月型の翼の方が楕円

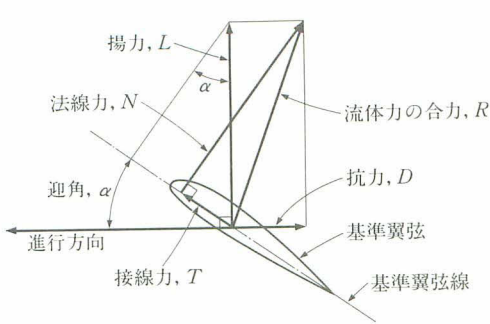



図1.1-4
翼に働く力の分類

翼より（特に迎角の大きいところで）若干高性能らしいことが判ってきた。

図1.1-1では翼に働く力を，その進行方向に垂直上向きに働く揚力と，平行後向きに働く抗力とに分けた。これに対して力を，図1.1-2と-4に示されるように，片翼の空気力を代表し得る“基準翼弦”の弦線である“基準翼弦線”に垂直上向きに働く“法線力”と翼弦方向前向きに働く“接線力”とに分けることもできる。

§1.2　翼　　型

翼型は，図1.2-1に示されるように，一般には流線形で，進行に伴う流れに平行な方向に長いが，流れに垂直な方向の厚みは小さく，一般にそれは翼弦の10％前後である。翼の上下面の座標を分けて，中心線の“反り”（“矢高”または“キャンバー”とも言う）とその上下に等分された上下対称の“厚み”とに分けて考えることができる。翼弦線の流れに対する角度（“迎角”）が零である時，前者の反りは，実は揚力を作り出す上下非対称の圧力分布に関係し，後者の厚みは上下対称の圧力分布を与える。

翼に反りがあると，流れが上方に凸に曲がり，その“遠心力”に応じて上

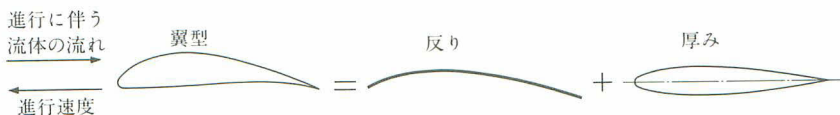



図1.2-1　翼型の分解

面の圧力が下がり，上向きに揚力が働く。この時厚み分布は直接揚力には関係しない。翼の揚力は，翼面上の圧力分布の流れに垂直な成分を翼弦に沿って寄せ集めた（積分した）ものであるが，その圧力分布は（i）翼の上面の吸引力の方が下面の押上げ力よりその貢献度が大きく，そして（ii）揚力は前方に集中している（具体的には前縁から約¼弦線上の所）。これに対して翼に働く抗力は，圧力分布の流れに平行な成分を翼弦に沿って寄せ集めた分は，流体が翼型に滑らかに沿って流れている限り，ほとんど零となる。一方翼面には流体の“粘性”に基づく“摩擦力”が働くが，これは流れに沿う成分が主で，従って揚力には貢献せず，抗力のみに影響を与える。流れに対する翼弦の角度である迎角が小さい時，翼型に働く抗力は，この上下の翼面に働く摩擦力のみであるが，迎角が大きくなって流れが翼面から“剥離”すると，圧力分布が変わって圧力に基づく後向きの抗力成分が先の摩擦力に追加される。

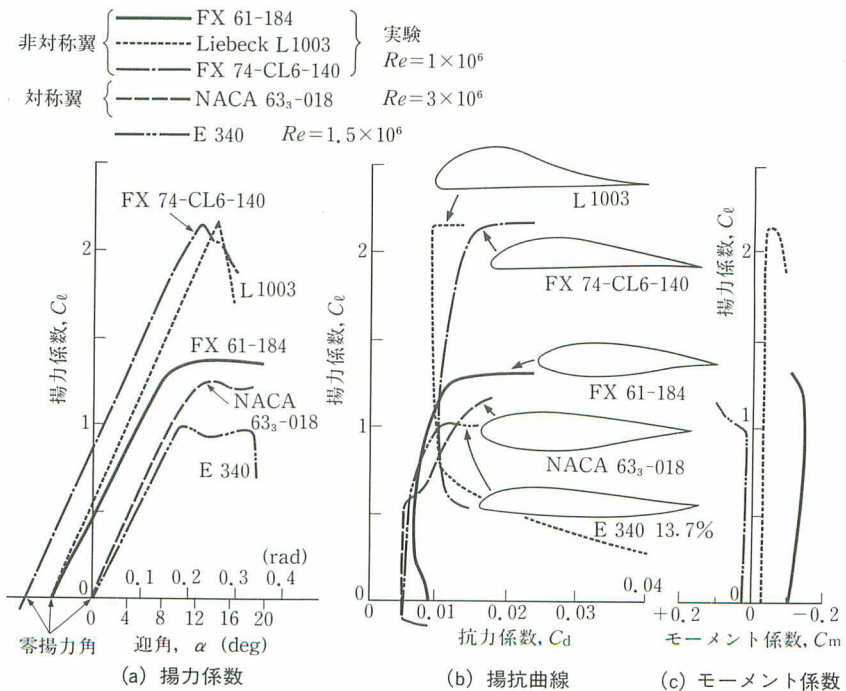



図1.2-2　翼型特性の代表例

次に，翼型の迎角を変えると，そこに働く流体力がどう変わって行くかを見たのが図1.2-2である。ここでは迎角αと，単位翼幅当たりの流体力成分の揚力分布ℓと抗力分布dおよび“モーメント”分布mが無次元化した係数として示されている（資料1.2-1参照。また図中のReについてはP.40を参照）。

揚力係数

揚力を無次元化した“揚力係数”C_ℓは，迎角αの増しと共に，ほぼ直線的に増える。迎角αを無次元のレィディアン(radian)で表現すると，図1.2-2(a)に見られるように，その傾斜a_0(“揚力傾斜”)はあまり翼型の形状に左右されずに，ほぼ$a_0=2\pi=6.28$で与えられる。実用機では，翼型の出来具合の精度が悪かったり，土砂等の付着物が付いたりして，傾斜は通常5.73と少し小さい値を見積もった方が良い。

資料1.2-1　空気力の係数

揚力，抗力あるいは，モーメントといった次元のある物理量のままでは，流体の密度が変わったり(例えば空気と水)，速度Vや大きさの目安となる翼弦長cが変わったりすると，形状が同じでも値が異なることになるので，流体の密度ρおよび速度の２乗V^2の積で与えられる“動圧”$½\rho V^2$と翼弦長cとの積で力を，そして動圧と翼弦長の２乗c^2との積でモーメントを無次元化する：

$$\left.\begin{array}{ll}\text{揚力係数} & C_\ell=\ell/(½)\rho V^2c \\ \text{抗力係数} & C_\mathrm{d}=d/(½)\rho V^2c \\ \text{モーメント係数} & C_\mathrm{m}=m_\mathrm{m}/(½)\rho V^2c^2\end{array}\right\} \quad (1.2\text{-}1)$$

翼が前にも述べた程度の大きさ（大型の鳥以上）と音の速さである“音速”以下の速度で動いているとき，これ等の係数は迎角のみの関数となり，その関数形は迎角の変化に対して異なった値を与えるが，速度や密度や，大きさにはほとんど無関係となる。翼が小さく遅い時の特性については§2.1 を参照。

図1.2-4 を参照して，風圧中心(cp)をcx_cpで表すと，$C_\mathrm{m}=C_\ell(x-x_\mathrm{cp})$ の関係が得られる。モーメントC_mとして空力中心cx_ac周りのモーメント$C_\mathrm{m,ac}$を使うと，

$$x_\mathrm{cp}=x_\mathrm{ac}-C_\mathrm{m,ac}/C_\ell \quad (1.2\text{-}2)$$

となる。

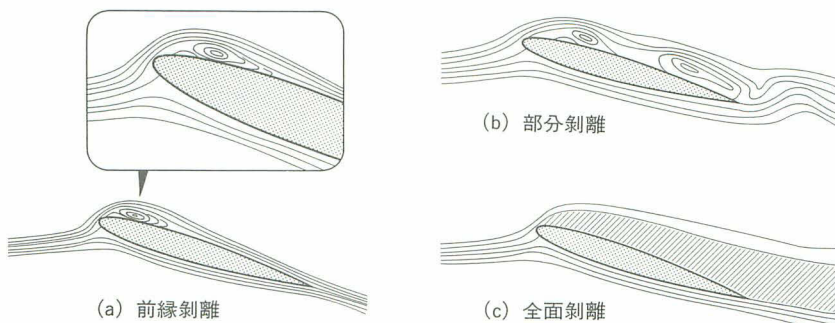



図1.2-3　流れの剥離

対称翼型のNACA63_3-018では，迎角が零の時（$\alpha=0$）揚力係数$C_\ell=0$であるが，非対称翼で上に凸のその他の翼型では，$\alpha=0$ でも揚力係数は正（$C_\ell>0$）で，$C_\ell=0$ となる迎角（$\alpha<0$）を“零揚力角”$\alpha_{C_\ell=0}$ と呼ぶ。

失　　速

揚力係数は，迎角が増して行くと，ある迎角の所から，傾斜が若干減少する。この時，翼の周りの流れが，図1.2-3に示されるように，翼面に沿えなくなり，剥離が始まったのである。(a)流れがレイノルズ数の小さい前縁で剥れる時（“前縁剥離”）それは“層流”の状態からの剥離で“層流剥離”と呼ばれる。しかし剥離した流れが翼面上に再付着してできる“剥離渦”の泡は，その後方の流れを“乱流”にするので，(b)その後の迎角増大に基づく“部分剥離”は“乱流剥離”となる。そしてある迎角を越すと，(c)流れが大きく剥れて（“全面剥離”）もうそれ以上揚力係数が増すことなく，値が突然低下する。これを“失速”と呼ぶ。最大値の所を“最大揚力係数”，そしてその時の迎角を“失速角”と呼ぶ。翼型によっては，失速角を越えての揚力低下が急激であったり，緩やかであったりする。しかし一般には失速角は12°前後で，最大揚力係数$C_{\ell_{max}}$は，反りの大きい翼型（例えば図1.2-2 のFX74-CL6-140やL1003）では$C_{\ell_{max}}>2$と値が大きく，対称翼のNACA63_3 -018では$C_{\ell_{max}}=1.2$ 程度と小さい（より詳しい剥離流の話は§1.5に後述）。

抗力係数

“抗力係数”は，実機のようなレイノルズ数の大きい時，ある小さい揚力係数の範囲で最大値が$C_{d_0}=0.01$程度である。揚力係数がその範囲を超えると，抗力係数も増大するが，それは，流れに部分的な剥離を伴うからである。“層流翼型”と呼ばれるNACA63_3-018では，揚力係数が±0.6の範囲で抗力係数が$C_{d_0}=0.006$と極端に小さい。これは，その範囲の迎角では，翼の周りの流れが平滑で層を成して流れ（層流），乱れがあるのは（乱流），翼の後縁の一部に限られるからである。勿論この時の抗力は，流体の粘性に基づく摩擦抵抗のみで，従って，表面の摩擦抵抗係数をC_fとした時，抗力係数は上下2枚の翼面を考えて，$C_{d_0}\cong 2.04C_f$で近似できる。

モーメント係数

モーメントは，どこの点周りのモーメントであるかを示さないといけない。そこで一般には前縁から¼弦長点($c/4$)のそれを“モーメント係数”で$C_{m,c/4}$として表す。対称翼では$C_{m,c/4}=0$で，迎角の変化に無関係に常にその値が零である。他の翼型でも，その点周りのモーメントが迎角の変化に無関係に一定であるような点を“空力中心”と呼びacで表す。図1.2-2に示されている3例のモーメントも，迎角従って揚力係数に対してほぼ無関係に一定値，しかも中2例は負の一定値で与えられている($C_{m,ac}<0$)。

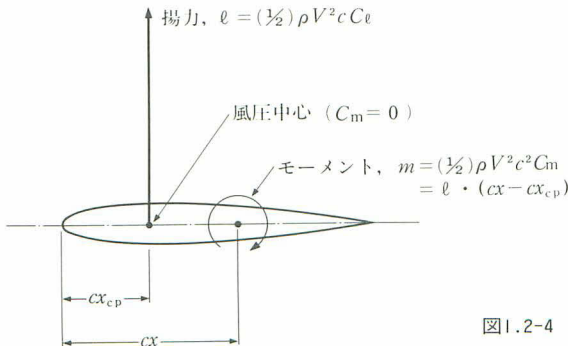



図1.2-4　モーメント

空力中心位置は翼が充分薄いと翼弦上の$c/4$点に近い($x_{ac} \cong 1/4$)。翼弦上に前後に分布していると見なせる流体力の中心（その点周りのモーメントが零になる点で“風圧中心”という）をcx_{cp}(x_{cp}は無次元量）と表した時，任意のcx点周りのモーメント係数C_mは，図1.2-4または資料1.2-1を参照して，$C_m = C_\ell(x - x_{cp})$ で与えられる。空力中心と風圧中心との間には次の関係がある：(i) 対称翼($C_{m,ac}=0$)では空力中心と風圧中心とが一致する($x_{cp}=x_{ac}$)，(ii) $C_{m,ac}<0$ の普通の翼では，迎角の増しと共に，風圧中心は後方から前方の空力中心に向かって動く。

フラップ

流れの剥離を押さえ，失速を迎角の大きい方にまで遅らせるように翼弦長を大きくすると共に，翼型を上に凸に変えるのが“フラップ”である。フラップは，図1.2-5に示されるように，“後縁フラップ”に重点を置いた“機械的フラップ”が主であるが，それには，翼の後縁を下方に曲げるか，少し後方に下げて翼弦長を増してから下に曲げるか，それを幾つものフラップ(“多段フラップ”）で行うかするものと，さらにそれに加えて，図1.2-6の“前縁フラップ”に示されるように，翼の前縁を下方に曲げるか，前に突出して下

NACA 63-210

(a) 原型翼
$C_{\ell\,\alpha=0}=0.15$；迎角零の時の揚力係数
$C_{\ell\,max}=1.5$；最大揚力係数

(b) スプリット・フラップ
(20%，$\delta_f=60°$)
$\Delta C_{\ell\,\alpha=0}=1.2$；迎角零の時の揚力係数増分
$\Delta C_{\ell\,max}=0.6$；最大揚力係数増分

(c) プレイン・フラップ
(20%，$\delta_f=45°$)
$\Delta C_{\ell\,\alpha=0}=1.03$；迎角零の時の揚力係数増分
$\Delta C_{\ell\,max}=0.69$；最大揚力係数増分

(d) 多段フラップ＋前縁スラット
(0.4c, $\delta_1+\delta_2+\delta_3=70°$)
$\Delta C_{\ell\,\alpha=0}=1.9$；迎角零の時の揚力係数増分
$\Delta C_{\ell\,max}=2.1$；最大揚力係数増分

図1.2-5　各種の機械的フラップ

(a) 前縁スラット

(b) クルーガー・フラップ

(c) 前縁折曲げ

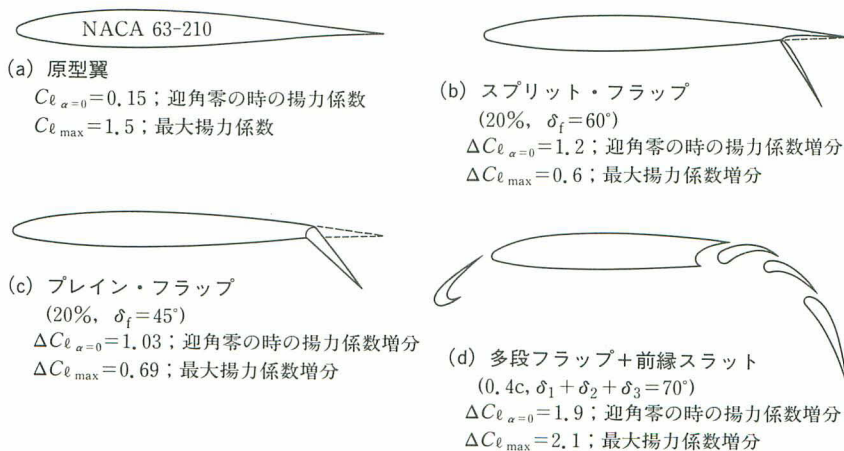
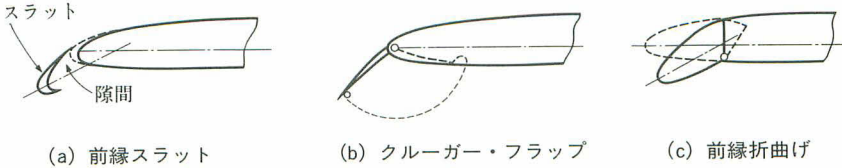



図1.2-6　前縁フラップの例（航空宇宙工学便覧，1974）

に曲げるかといった種類がある。

いずれも翼弦が大きくならない場合には，反りが付くことで揚力係数が増し，翼弦が大きくなるものでは，そのことと反りが付くことの両方が利用されたことになる。

リフレクション

図1.2-2のE340に見られるように，翼型の後縁を上方に反らせるという，“リフレクション”をつけることで，翼弦の後方が下向きに凸になると，空力中心周りに頭上げのモーメント，$C_{m,ac}>0$，が発生し，零揚力角$\alpha_{C_\ell=0}$が正となる。古い翼型では$C_{m,ac}<0$であったために急降下中に頭下げの振りモーメントで危険であったのが，その後リフレクションをつけることで$C_{m,ac}\cong 0$とすることができるようになった。後述の NACA M6がそれである。

さらに，このような下方に凸の翼型では，迎角が増すと風圧中心が後方に下がるが，正の揚力の時，安定化させる方向にモーメントが生ずる。つまりリフレクション付きの翼型では，$C_\ell>0$の範囲は安定である。上方に凸のリフレクション無しでは，安定な範囲は$C_\ell<0$の場合となってしまう。

各種翼型の変遷

図1.2-7に，各種航空機および模型機に見られる典型的な翼型の例を示した。キャンバーの大きかった揺籃(ようらん)期(き)の飛行機から始まって，プロペラ機の層流翼型，ジェット機のような音の速さに近い速度で飛ぶ飛行機の遷音速用の“超臨界翼型”，滑空機や模型機，および回転翼機の翼型等がまとめてある。

(a)の1945年以前の翼型は，初期の鳥の翼に近い大きいキャンバーの薄翼か

ライト・フライヤー号（1903年）
Gö 387（1919年）
Clark Y （1922年）
NACA M-6（1926年）
ノースアメリカンP-51（1939年）
LB-DSK 1215（1940年）
NACA 64A212（1945年）
層流翼型
(a) 1945年以前の翼型
FX 67-VG-170/136
FX 72-MS-150A
FX 77-W-270S
滑空機用
B 8258b
TAMA 6300
TAMA 73₅78
模型機用
(c) 滑空機・模型機用翼型
NAE (NPL) 5215
RAE 5212
Palmer翼（ノースアメリカン・ロックウェル）
DFVLR-LV2
CAST 7/DOA 1 (Dornier)
(b) 超臨界翼型
SC 1095
NLR-1T
010-64C
RC-SC2
SC 1095 (Sikorski)
FX 69-H-098 (Bell)
VR-7 (Boeing Vertol)
HH-02 (Hughes)
(d) ヘリコプターのブレード用翼型

図1.2-7　各種翼型

ら，次第に厚みのある（従って片持ちの桁を高く丈夫にできる）流線形の翼型に移り，しかも最大厚の位置が空力中心に近い25～30％ほどであったのが，後期では層流域をなるべく広くとるために，最大厚みの位置が30～40％に後退した層流翼型となった。(b)の超臨界翼型では，翼の上面に生ずる低圧力のピークを弱めて衝撃波の発生を抑えるために，翼の上面を平坦にする形状となっている。層流保持のために最大翼厚位置はやはり35～50％位置にあって，迎角零でも巡航用揚力係数が得られ，かつそこで抗力係数が最小であるように，適当なキャンバーがつけられている。特に後方下面の凹みに特徴がある。(c)の滑空機や模型機の翼型は，沈下速度を低く抑えるために，抗力係数の最小値が揚力係数の大きい所にある上に，失速のおそい，最大揚力係数の大きい翼型を得るために，キャンバーの大きい翼型である。特に模型機用では，レイノルズ数のあまり高くない領域で失速特性の優れた（急激な剥離を避けた）翼型となっている。(d)のヘリコプターのブレード用翼型は，回転翼の前進側では高速の遷音速域に，そして後退側では低速の失速域に入るため，ブレードはその両域で役立つ翼型とせざるをえない。しかも長いブレードに大きい捩れモーメントを与えられないので，後縁を少し上に反らしてリフレクションをつけ，モーメントを減らすことも行われる。

さらに，ヘリコプターのブレードは，§3.2で詳述されるように，回転翼の“逆流域”内で作動することもあるので，ハブに近い所での翼型については，その迎角が0°から360°の広い角度範囲に変わる場合の特性を知らねばならない。

§1.3　翼平面形

翼幅の影響を考慮したいわゆる3次元翼で，揚力発生のメカニズムを考えてみよう。翼が一定速度Vで前進している時，その動きに伴って，翼が通る場所の流体は，初めの静止の状態から，翼の通過直前に若干上に押し上げられた後，翼の通過と共に徐々に下方へ押しやられて行く。翼にはその運動量変化の反力として上向きの揚力が働き，また粘性で一部翼に引きずられて前進を開始する流体の動きの反力として抗力が働く。では，どの位の量の流体

が翼の動きに伴って影響を受けるかを見てみよう。

楕円翼

翼の平面形が楕円（長円）形の翼を“楕円翼”という。楕円翼が前進すると，その動きに伴って影響を受ける流体の容量は，図1.3-1に示されるように，翼幅bを直径とした円柱内の流体であって，単位時間に速度Vで進む距離が円柱の長さになる。そこに含まれる密度ρの流体が，単位時間に，楕円翼では，翼幅方向に一様な“吹下し速度”（単に“吹下し”とも呼ぶ）vで下に行くのである。そして翼が通過してある程度経過すると（翼弦の2倍以上も行き過ぎれば），吹下し速度は2倍の$2v$となる。この運動量の変化の反力が揚力$L=(1/2)\rho\pi b^2 Vv=(1/2)\rho\pi b^2 V^2(v/V)$なのである（資料1.3-1参照）。

ここで大事なことは，（i）揚力が翼幅の2乗と密度と速度の2乗との積に比例する，（ii）与えられた翼幅と速度に対して，揚力は吹下しの比v/Vに比例する，（iii）与えられた揚力Lに対して，進行速度Vが大きくなると翼の前方から多量の空気が流入してくるので，吹下しvは小さくて済む，そして（iv）吹下しの表式には翼面積Sや迎角αが陽(よう)に入って来ていない，といったこと等である。それ等は実は，吹下しvの中に陰(いん)に含まれているのであるが，それにつ

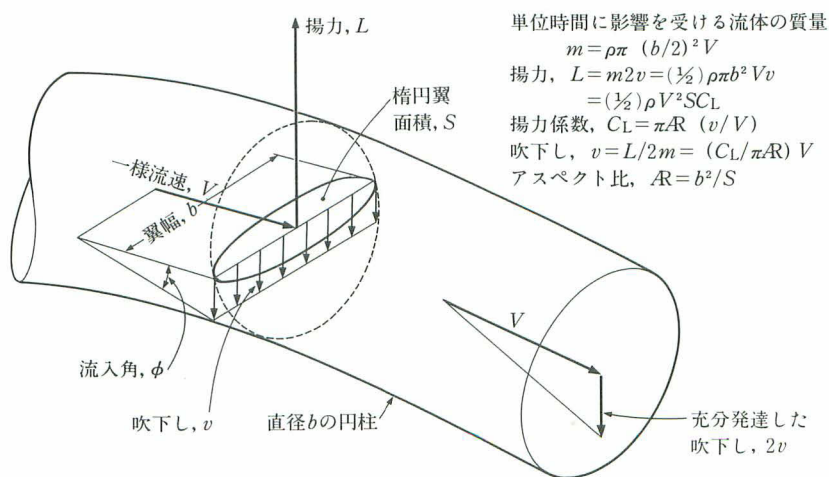



図1.3-1　楕円翼とその吹下し

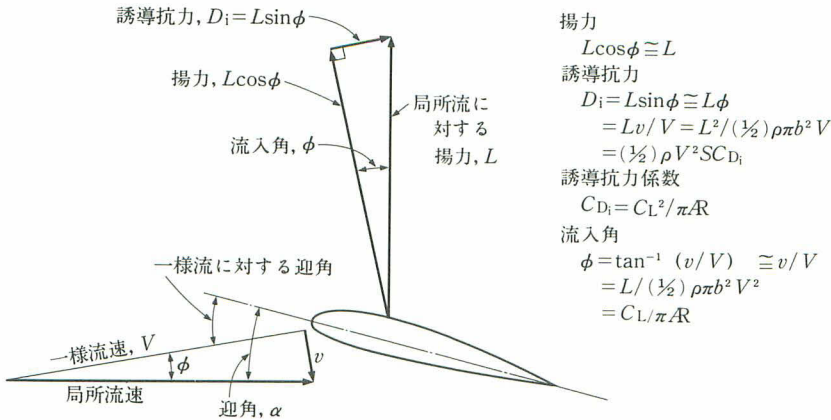



図1.3-2　誘導抗力発生の機構

いては後述する。

そこで，例えば，翼幅を2倍にすると，他のものが変わらない限り，揚力は4倍になる。水の密度は空気のそれの約800倍≅1000倍もあるので速度が同じなら空中から水中に入ると，揚力は約1000倍にもなる。

図1.3-2に示されるように，揚力を作り出すために空気は下に押しやられ，翼面下でその吹下し速度がvであるために，一様流速は，翼の所では“流入角”ϕだけ下方に曲がった局所流速となる。このため，その局所流速に垂直に働く揚力は，流入角ϕだけ後方に倒れる。このϕは小さいので，揚力成分は$L\cos\phi \cong L$で近似されてほとんど変わらないが，後向きの抗力成分$L\sin\phi \cong L\phi = L(v/V)$は“誘導抗力”となって，前の摩擦力に追加される。つまり有限翼幅の3次元翼を考えると，揚力Lは先の(2次元の)単位翼幅当たりの揚力ℓを翼幅方向に寄せ集めた（積分した）値で良いが，抗力の方は，先の（2次元翼の）単位翼幅当たりの抗力（主として摩擦力）dを翼幅方向に寄せ集めた（積分した）値“形状抗力”に，誘導抗力$D_i = L\phi$が圧力項として加わる（資料1.3-1参照)。

誘導抗力D_iは流入角ϕに比例するが，ϕは吹下し速度vに比例するので，vが小さいほどD_iは小さい。吹下しvは翼幅の2乗b^2が翼面積Sに対して大きいほど小さくなる。そこでその比$b^2/S = A\!\!\!R$を“アスペクト比”と呼んで（§1.1

参照)，翼の特性の目安とする。翼幅bと翼弦cの“矩形翼”の面積Sは$S=bc$と書けるので，そのアスペクト比は$AR=b/c$となる。つまり翼幅と翼弦との比が，矩形以外の平面形の翼に広く適用できる形となったのがアスペクト比である

資料1.3-1　楕円翼の特性

楕円翼の動きで影響を受ける流体の円柱の断面積は，翼幅をbとしたとき，$\pi(b/2)^2$で与えられるので，その円柱が単位時間に進む距離Vと密度ρを掛けると，単位時間に影響を受けた流体の質量は$m=\rho\pi(b/2)^2V$となる。

楕円翼の場合，下に押しやられる流体の速度（吹下し）vは，図1.3-1に示されるように，翼幅方向に一定で，翼が充分前方へ移動して行った後ではそれが$2v$となる。従って，翼に働く揚力Lは，この時影響を受けた流体の質量mにこの$2v$を掛けた，

$$L=m\cdot 2v=\rho(\pi/4)b^2V2v=(½)\rho\pi b^2Vv=(½)\rho\pi b^2V^2(v/V) \quad (1.3\text{-}1)$$

で与えられる。

この揚力Lに伴う吹下しvのおかげで，翼への流入速が，図1.3-2 に示されるように，後方に傾くと，後向きの誘導抗力D_iとして，

$$D_i=L\sin\phi\cong L\phi=Lv/V \quad (1.3\text{-}2)$$

が発生する。上式は式(1.3-1) と一緒にして，

$$D_i=L^2/(½)\rho\pi b^2V^2=(½)\rho V^2SC_{D_i} \quad (1.3\text{-}3)$$

と書ける。ここにSは翼面積，そしてC_{D_i}は，“有限翼幅”(３次元)の翼の“誘導抗力係数”で，揚力を“揚力係数”C_Lで表した時，次のような関係を得る：

$$C_L=L/(½)\rho V^2S \quad (1.3\text{-}3)$$

$$C_{D_i}=D_i/(½)\rho V^2S=C_L{}^2/\pi AR \quad (1.3\text{-}4)$$

ここにARは“アスペクト比”

$$AR=b^2/S \quad (1.3\text{-}5)$$

楕円翼の抗力Dは，揚力に無関係な“形状抗力”D_0と，揚力に関係する“誘導抗力”D_iとの和として，

$$D=D_0+D_i=(½)\rho V^2S(C_{D_0}+C_{D_i})$$
$$=(½)\rho V^2S\cdot\{C_{D_0}+C_L{}^2/\pi AR)\} \quad (1.3\text{-}6a)$$

または無次元化して，

$$C_D=C_{D_0}+C_{D_i}=C_{D_0}+C_L{}^2/\pi AR \quad (1.3\text{-}6b)$$

で与えられる。

といえる。

一般平面形の翼

楕円翼の場合，翼幅に沿っての吹下しは一定であったのが，一般の平面形の非楕円翼では，吹下しは一定でなく，翼幅方向に沿って変化し，従って，誘導抗力は別枠資料の式(1.3-3) で与えられたものよりは大きくなる。そこで，ちょうどその誘導抗力と同じ抗力を持つ，少し翼幅の狭い“等価楕円翼”を考えてみよう。この等価楕円翼のアスペクト比は，非楕円翼の幾何学的アスペクト比Æよりはe倍だけ($e<1$)小さい“等価アスペクト比”$Æ_e=Æ\cdot e$で代用されるものと見なす。つまりこうすることで，非楕円翼の特性が単にアスペクト比Æを等価アスペクト比$Æ_e$に変えただけで,これまで得られた結果が適用できることになるのである。

図1.3-3に，翼の平面形の例と，それに対する翼幅方向の揚力分布ℓおよび揚力係数分布C_ℓを示した。(a)の楕円翼では揚力分布は楕円形であるが，動圧$(1/2)\rho V^2$と翼弦cとの積で無次元化された揚力係数 $C_\ell=\ell/(1/2)\rho V^2c$は一定になっている。(b)の矩形翼では，揚力も揚力係数も翼の中央で大きいのに対して，(c)の翼端で先細になる“テーパー翼”では翼端側で揚力は減るが揚力係数が増し，さらに(d)の“後退翼”ではその傾向がなお一層強まっている。このことは，後述の３次元翼の失速の項で重要なことが理解されよう。揚力そ

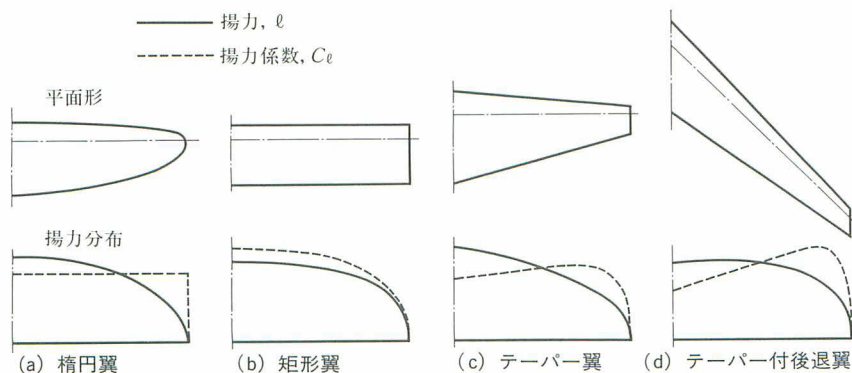



図1.3-3　揚力と揚力係数の分布

のものは，テーパー翼にすると翼端側の荷重を減らせるので，翼の中央部での曲げモーメントは非テーパー翼に比べて減少する。これは翼付根の構造上の辛さを救うことになるので，性能面からは楕円翼に近い形のテーパー翼が望ましい平面形となる。

揚力傾斜

先に§1.2で迎角に対する揚力係数の増え具合の程度を示す“揚力傾斜”が，理想的には翼幅が無限の２次元翼で$a_0=2\pi=6.28$であることを述べた。この揚力傾斜$a=\mathrm{d}C_L/\mathrm{d}\alpha$は，実は有限の翼幅では，この値より小さく，アスペクト比と共に減少する。揚力傾斜aが最大値２πに近いことは，翼の性能上望ましいことではあるが，aが小さい，すなわちアスペクト比の小さい翼や，後退角の大きい翼でもまんざら捨てたものではない。例えば“垂直突風”に遭った時等では，揚力従って上下加速度の増減は小さく，「風に対して敏感でない」という別の良さもある。

揚抗曲線

すでに２次元翼の所で，図1.2-2として，揚力係数と抗力係数をそれぞれ縦軸と横軸にして翼の特性が示されていたが，同じ図を有限翼幅の３次元翼でも画くことができる。こういった曲線は“揚抗曲線”または“極曲線”と呼

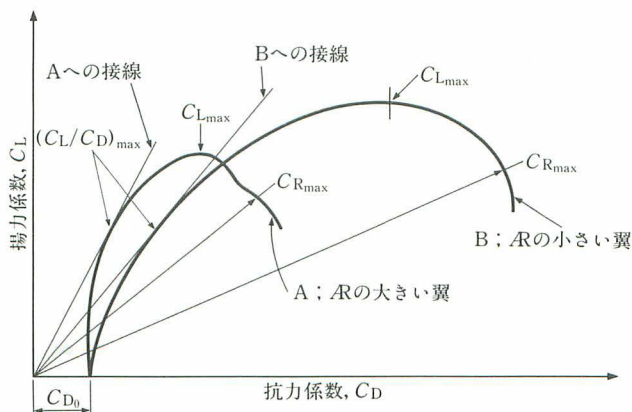



図1.3-4
揚抗曲線

ばれる。図1.3-4が2種のアスペクト比の異なる翼についての揚抗曲線の例である。“最小抗力係数” C_{D_0}には翼以外の部分の抗力を含めても良い。

最小抗力係数C_{D_0}が同じ値の翼でもアスペクト比，つまりは翼幅の大小で揚抗曲線が著しく異なる。揚抗曲線に原点から引いた接線の接点が“最大揚抗比”$(C_L/C_D)_{max}$を与えるが，資料1.3-2に示されているように，アスペクト比の大きい(翼面積の割に翼幅の大きい)翼ではこの値$(C_L/C_D)_{max}$が大きく，アスペクト比の小さい（翼面積の割に翼幅の小さい）翼ではこの値が小さい。しかし，アスペクト比の大きい翼では，“最大揚力係数”$C_{L_{max}}$も，“流力係数” $C_R=\sqrt{C_L^2+C_D^2}$ が最大になる“最大流力係数” $C_{R_{max}}$も，逆に小さい。つまり$(C_L/C_D)_{max}$を利用するには，アスペクト比の大きい翼が有利であるが，$C_{L_{max}}$や$C_{R_{max}}$を利用するには，アスペクト比の小さい翼の方が有効であることが判る。

形状抗力と誘導抗力とが，ちょうど同じになるような揚力係数で飛行すると，揚力と抗力との比（“揚抗比”）が最大になる最大揚抗比$(L/D)_{max}=(C_L/C_D)_{max}$が得られる（資料1.3-2参照)。その揚抗比はアスペクト比に比例し，揚力係数に逆比例している。

資料1.3-2　最大揚抗比

最大揚抗比は，式(1.3-6) の関係で，抗力係数が揚力係数の2次式で与えられることから，有効アスペクト比$A\!\!R_e$を使って，次のようになる：

$$(C_L/C_D)_{max}=(L/D)_{max}=(½)\sqrt{\pi A\!\!R_e/C_{D_0}}$$
$$=(½)\pi A\!\!R_e/C_{L,(L/D)_{max}} \qquad (1.3\text{-}7)$$

$$C_{L,(L/D)_{max}}=\sqrt{\pi A\!\!R_e C_{D_0}} \qquad (1.3\text{-}8)$$

この時形状抗力と誘導抗力とは一致して，

$$C_{D_0}=C_{D_i}=C_L^2/\pi A\!\!R_e \qquad (1.3\text{-}9)$$

従って全抗力は

$$C_D=2C_{D_0}=2C_{D_i}=2C_L^2/\pi A\!\!R_e \qquad (1.3\text{-}10)$$

となる。

モーメント係数

3次元翼のモーメント係数は，アスペクト比の大きい直線翼では，2次元翼と同じで，$C_{M,ac}=C_{m,ac}$となる。後退翼では，翼端に向かうほど空力中心が後退するので，正の揚力に対して負のモーメントが増し，翼の安定化が計られる。

§1.4　渦

“渦”というのは，その断面が図1.4-1に示されるように，流体の回転運動であって，身近かには“旋風(つむじかぜ)”，“龍巻”，“台風”等があるし，スケールの小さいものでは，盥(たらい)や桶の底栓を抜いて水を放出した時に，孔の周りに集まってくる水が，やがて渦を作って出て行くというのがある（資料1.4-1参照）。

翼の作る渦系

図1.4-2(a)に示されるように，2次元翼の周りに翼を中に包んで流速を積分すると，揚力が零でない限り有限の値Γとなる。これを“循環”と呼ぶ。2次元翼の周りに循環があることは，実は翼が渦（後述の束縛渦）で置き換えられることを示している。翼は通常構造物であって流体ではないが，“渦芯”が

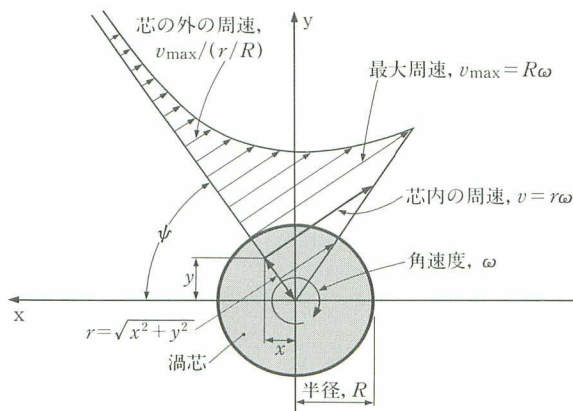



図1.4-1
渦の構造と周りの流れ

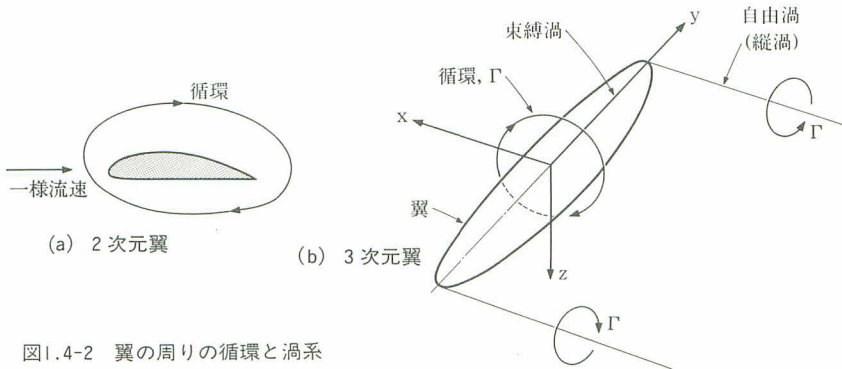



図1.4-2　翼の周りの循環と渦系

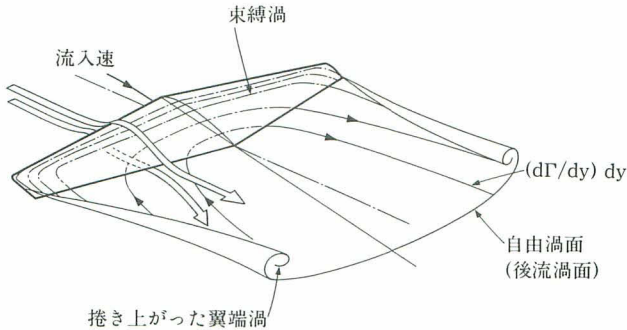
翼内にある渦系と見なし得るということである。

さて３次元翼に移ろう。図1.4-2(b)の有限翼幅の場合には，渦と見なした翼が途中で無くなっているので，端無しの渦は，そこから折れて“縦渦”となり流れに乗っているものと見なされる。翼内の渦は“束縛渦”，これに対して両翼端から放出された縦渦は，“自由渦”と呼ばれる。図1.4-2(b)のように翼幅に沿って一定の循環Γを持つ渦は，両翼端から“翼端渦”と呼ばれる１対の自由渦を後流に放出する。このように，有限の束縛渦と翼から無限後方まで伸びている半無限長の１対の渦糸とからなる“渦系”は，その形から，“馬蹄渦”とも呼ばれる。

翼を渦系で置き換えると，翼の後方における吹下しは，この渦系が作る渦芯の外の流れ（図1.4-1参照）の“誘導速度”，として求められる。また自由渦の渦芯の直径は，飛行機の後流を実測すると，ほぼ翼弦cと同程度の大きさで

資料1.4-1　渦の構造

渦は端の無い長い紐(ひも)のようなものである。図1.4-1に示されるように，渦をその回転軸（z軸）に垂直な面（x, y面）で切って見てみると渦の中心に“渦芯(かしん)”があって，その中では流体が一体となって剛体のように同一の角速度ωで回っていて，その外側では遠方に行くにつれて，流体の流速が落ちているような構造の流れ場を持っている。

図1.4-3
翼の渦系

ある。中心部の渦芯の中は圧力が下がっていて，後方から翼端に向かって，飛行機の速度と共に前方に動いて行く。そんな流体の渦を翼の進行と共に引きずって行くための力が実は誘導抗力なのである。また渦芯の中の低圧は，“求心力”となって周りの空気を旋回させ，循環に相当する旋回流の遠心力と釣り合っている。つまり，台風の低気圧と同じである。

実際の翼では，しかしながら，翼幅に沿って循環Γは一定ではない。従って，渦の強さが不変であるということ（“渦定理”）から，翼端方向の長さyに沿ってΓが変化した分だけ，そこから後流に渦が出てゆくので，図1.4-3に示されているように，後流はそのような縦渦（“後流渦”）が面の上に集合した“後

資料1.4-2　揚力分布と循環

密度ρの流体の中を，速度Vで動く単位翼幅（2次元翼と見なしても良い）の翼型周りの循環Γと揚力分布ℓとの間には次の関係がある：

$$\ell=\rho V\Gamma \tag{1.4-1a}$$

または

$$\Gamma=\ell/\rho V=(1/2)\,VcC_\ell \tag{1.4-1b}$$

これから，揚力分布ℓは循環分布Γと速度の積に比例し，循環分布Γは，揚力係数分布C_ℓと速度Vと翼弦長cとの積に比例することが判る。従って，揚力分布 ℓ を一定に保つためには，速度に反比例して循環を増やさないといけない。

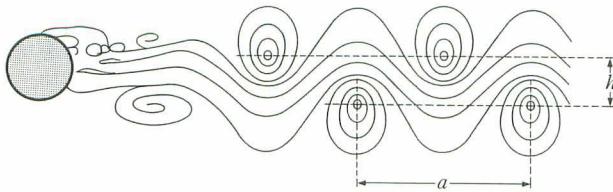



図1.4-4
円柱後方の
渦列

流渦面”を形成する。この渦面は実は不安定で，直ぐ翼端側で捲き上がり，太い１対の渦に成長し，結局は図に示したような馬蹄形に近い形となる。そんな翼端渦は，飛行機に乗っていて，雨模様の日に雲中に入った時や，高空で雲ができそうな，しかし晴天の時に，“飛行機雲”として見ることができる。

鈍頭体の作る渦系

図1.4-4に典型的な鈍頭体である円柱の後方にできる２次元の渦を示した。ある程度円柱の直径が大きく，そこでの流速が速いと，１対の渦が交互に規則正しく放出される。このような渦列を“カルマン渦列”（または簡単に“カルマン渦”）と呼ぶ（カルマン渦列については資料1.4-3参照）。円柱には渦の変動に伴って流れに垂直な方向に変動揚力が現れる。

この揚力は抗力と同程度の大きさで，方向が図の例でいえば上下に変わる。例えば煙突の場合には強風で煙突が風向に対して左右に揺られることになり，

資料1.4-3　カルマン渦の周波数

カルマン渦列の渦間の間隔の中心幅は$h/a=0.281$で与えられ，その時の渦放出の周波数は，速度Vに比例し，直径dに逆比例する，$n=S\cdot(V/d)$。比例常数Sは“ストローハル数”と呼ばれ，通常$S=0.2$で与えられる。放出される渦はその向きが交互に変わっているので，これに対応して円柱の方には渦を消し合うように強さが同じで向きが反対の束縛渦が渦の放出に伴って作られていることになる。つまり円柱の周りの循環Γが交互に向きが変わってできるので，円柱が速度Vの流れの中にある時，単位幅当たり$\ell=\rho V\Gamma$の揚力変動が起こっていることを示す。

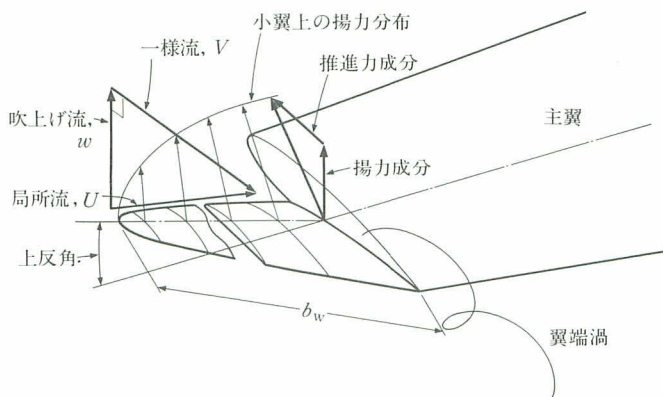



図1.4-5
翼端小翼の周りの流れとその効果

図1.4-6
(a) 翼端小翼の例
トビの翼
(写真提供・東京新聞)

(b) エアロスパシアール A 330 の翼端小翼
(写真提供・全日本空輸)

電線の場合にはそれが上下に揺られる。細い電線で強い風の時，周波数が可聴域になって，電柱に耳をつければ良く聞こえる“イオウリアン”と呼ばれる唸り音になる。

円柱とは限らない。三角柱でも矩形柱でも，非流線形の鈍頭体であれば，渦列が生じ，抗力と共に振動揚力が発生する。

翼端小翼（ウィングレット）

翼端外側の吹上げ域に小さい翼，“翼端小翼”（“ウィングレット”），を上反角をつけて出すと，そこでは主流の迎角より局所的な迎角が大きいので，図1.4-5に示されるように，小翼の揚力が前傾して，主流方向には推進力となって，若干抗力を減らす効果がある。特に翼幅を同じ長さ外に伸ばすのに比べて，どういう利点があるのかというと，翼の付け根に対する曲げモーメントをある値に押さえた状態で揚抗比を大きくできる所が良い。従って，このモーメントの制限が無ければ，翼幅を，楕円翼の形で平面上に伸ばした方が揚抗比は大きい。なお，できれば小翼は，翼端の後方へずらし，さらに少し内側に倒した方が良い。

図1.4-6に(a)トビの翼と(b)A330の翼端小翼を示した。大型陸鳥の初列風切羽は，先端が細く削られていて，飛行中それ等は上方に反って小翼を作る。飛行機の小翼は，それを真似て開発されたものである。

§1.5　剥　離　流

3次元翼の失速

3次元翼では，前節で述べたように，翼幅方向$\eta=y/(b/2)$に沿って揚力係数分布C_ℓが異なるので，翼の迎角αが増して行った時，翼幅方向位置のどこかで揚力係数が，その最大値である2次元最大揚力係数$C_{\ell_{max}}$に達する。その様子を示したのが，図1.5-1である。3次元の揚力係数が$C_L=1.0$の時の揚力係数分布C_ℓが実線で示されている。この例では迎角がさらに増して，$C_L=1.6$に

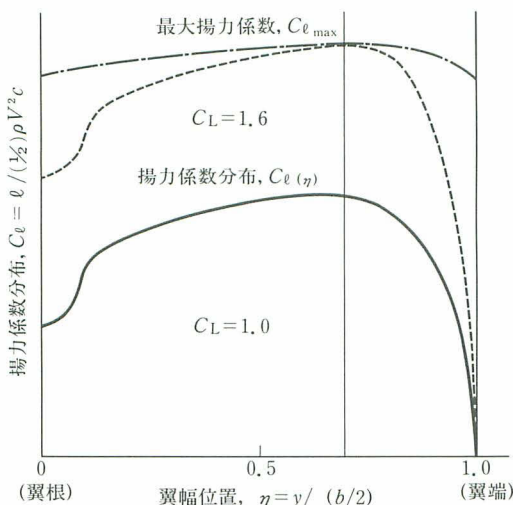



図1.5-1
揚力分布と最大揚力係数

なった時，点線で示されたC_ℓ分布がちょうど$\eta\cong0.7$辺りで，この翼に使われている翼型の最大揚力係数分布$C_{\ell_{max}}$に接すると，まさにこの点で流れが“剥離”し，失速が始まる。翼面に毛糸の“流糸”を貼って眺めていると，迎角の増大（飛行速度の低下）と共に，この翼では$\eta=0.7$辺りで流糸が乱れ始めるのが判る。翼型が急激に失速するようなもの，例えばNACA23012等の主翼を持った飛行機では，この一部の失速の後，急速に翼端部に向かって剥離が拡がり，一気に片翼が失速（“翼端失速”）して機体はそちら側に横転し，その後は通常，“スピン”（“錐揉み”）に入る。しかし翼型の失速特性が緩やかで，急激に揚力が落ちることなく，だらだらと持ちこたえるような翼型の主翼を持つ場合には，迎角が増して，$C_{\ell_{max}}$に達する場所が拡がるだけである。このためC_Lは1.6以上に増加しても，横転に陥（おちい）ることはない。つまり横転を防ぐ上で大事なことは，先ずは翼型の2次元失速特性を，図1.2-2の例で言えば，FX61-184のように，緩やかにしてやることで，その結果3次元翼型の$C_{L_{max}}$を大きくできるのである。特にC_ℓが大きい所，本例では$\eta=0.7$辺りの翼型として$C_{\ell_{max}}$が大きくかつ失速特性が緩やかであるものを選んでやることである。その付近から翼端側に向かって2次元最大揚力係数$C_{\ell_{max}}$を大きくしておくと，翼端失速が防止されて全体の3次元最大揚力係数$C_{L_{max}}$は増大する。

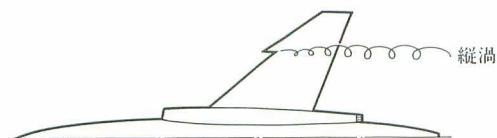



図1.5-2
ドッグ・ツース

翼端失速では，“横転”に入るという嫌な特性のために，$C_{L_{max}}$を上げることが難しいが，中央部での失速だと，もう少し大きい$C_{L_{max}}$を得ることができる。そのために，次に大事なことは，多少他の性能を犠牲にしても，翼の平面形を修正して，テーパー比や後退角を減らしてやるか，あるいは翼端に向かって“振り下げ”をつけてやることである。こうして，C_ℓの大きい場所（本例では$\eta=0.7$）をもっと内側（例えば$\eta<0.5$）に持って来れば，翼端失速による横転を無くし$C_{L_{max}}$を増大させることができる。

初心者に利用される機会の多い小型機や人の乗らない模型飛行機では，従って，翼端に向かって数度の振り下げを採用したり，翼端にゆくほど反りが大きい（最大揚力係数の大きい）翼型分布にしたり，さらには，テーパーの少ない翼（製作費の安価な矩形翼）を採用したりしている。それでも失速特性の悪い時には，翼の中央部（胴体への付根の所）に，高さの小さい三角形状の“突起物”を取り付けて，そこでの剥離を早め，翼端失速を防ぐ方法が採用される。別の方法として，図1.5-2に示されるように，剥離の始まる翼幅位置に“ドッグ・ツース”（犬歯）を設けるのも良い。翼弦長を外側で階段状に増して外の循環を増し，そこにできる縦渦で剥離を押さえるのである。

前縁剥離

後述するように，後退角のある翼，特に“三角翼”（“デルタ翼”）は，実機でも模型でも一般に翼厚が薄く，前縁の丸味の半径（“前縁半径”）は小さい。このため，流れは割合小さな迎角で剥離（“層流剥離”）を起こし，渦を後方へ流す。ただし前縁が後退角を持っていると，図1.5-3(a)，(b)に示されるように，迎角の小さい時の剥離は前縁付近に限られ，翼全般にわたることが少ない。特に中心部に追加された後退角の大きい“ストレイク”付きの“2重デルタ翼”は，迎角の小さいうちから“剥離渦”を作って，その後方の主翼の

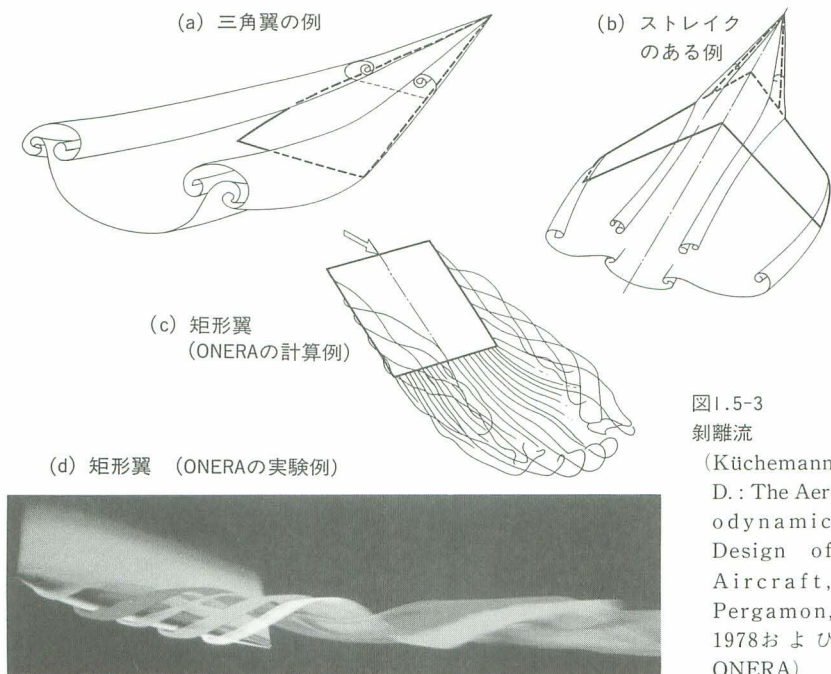



図1.5-3 剥離流 (Küchemann D. : The Aerodynamic Design of Aircraft, Pergamon, 1978および ONERA)

付根の流れの様相を変える。一方図1.5-3(c), (d)に示された矩形翼の計算例と実験例は，翼の側辺からの剥離が強い“縦渦”を作っているのが判る。

非線型渦揚力

ではこういった前縁剥離で翼の特性がどう変わるのか。普通の翼型では剥離をしない程度の小さい迎角でも，前縁半径の小さい翼型または前縁の尖った平板では，流れが急速に前縁を回り込んで上方に向かう時に，どうしても剥離渦を生ずる。流体が前縁を回る時に，翼にはその遠心力に対応する前向きの“吸引力”が働くが，流れが一部で剥離して，前縁に剥離渦が泡のように付着していると，吸引力を作っていた圧力分布が，半円柱状の“剥離泡”に働いて，上方への吸引力となり，方向が上向きの揚力成分を作ったことになる。これは剥離に伴う“非線型渦揚力”（簡単に“渦揚力”）が，迎角に比例して増加する剥離しない時の揚力に追加されて，翼の揚力増加に有効であ

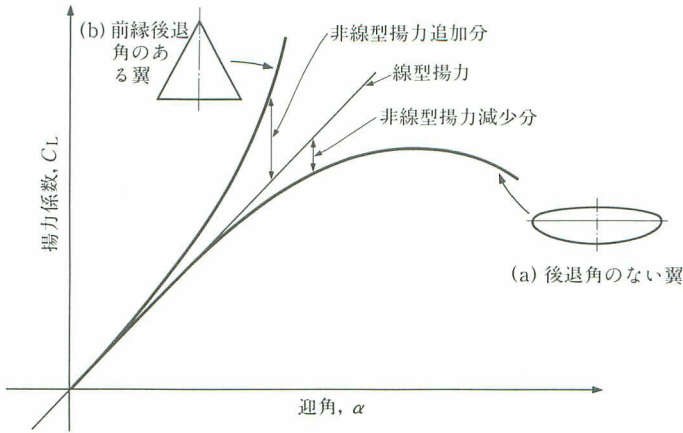



図1.5-4
剥離に伴う
非線型渦揚
力の効果

る。図1.5-4に示されるように，(a)普通の翼で始まる剥離は線型の揚力を減らす方向に働くのであるが，(b)後退角のある前縁の剥離は，逆に非線型渦揚力を追加して揚力増大に貢献する。

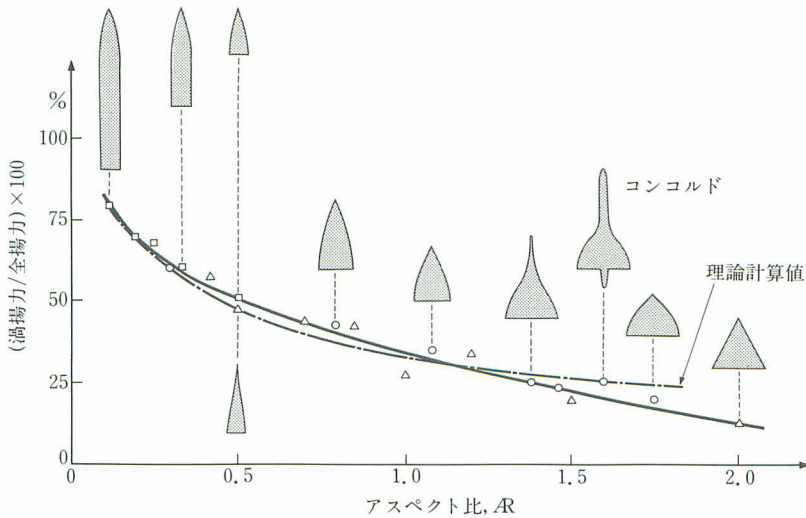



図1.5-5　渦揚力と全揚力との比（Poisson-Quinton P. & Werle H.:Water Tunnel Visualization of Vortex Flow, Astronautics and Aeronautics, 1967）

このように渦揚力は，後退角の大きい，従ってアスペクト比の小さい翼や流れに沿って細長い物体（たとえばロケットのような“細長体”と呼ばれる物）に特に有効に働く。図1.5-5には，アスペクト比の関数として，その渦揚力が全揚力に占める割合を％で示してある。

すでに図1.3-4に紹介したように，アスペクト比の小さい翼の方が，それの大きい翼より，揚抗比の最大値$(C_L/C_D)_{max}$は悪いが，最大揚力係数$C_{L_{max}}$や最大流力係数$C_{R_{max}}$ははるかに大きくなるのは，やはり剥離渦の効果なのである。

§1.6　粘性の効果

空気や水といった流体の中を飛行する物体は，その大きさと速度が異なると，働く流体力に差が出て来るのは当然であるが，先ずその流体力を構成する“粘性力”と“慣性力”との割合が変わって来ることに注目しなければならない。すなわち，実機に対する模型のように，物体が小さくなりかつ速度が遅くなると，流体の粘っこさ（表1.6-1）を示す“粘性”の影響が，流体の加速度に比例する“慣性”の効果に比べて，相対的に大きくなる。例えば蜂蜜の中で箸をゆっくり動かした時に見られるように，箸を避けた蜜は，ゆっくりと箸の後方に回り込むが，図1.6-1(a)の左側の方の円柱のように，流れは剥れることがなく，抵抗は粘性力のみである。しかし水の中で箸を早く動かすと，水の慣性力である遠心力のために，箸の周りを回り込めずに剥れて，図1.6-1(a)の右側の方の円柱のようになり，慣性力の抵抗が働く。慣性力と粘性力の比を“レイノルズ数”と呼ぶが，資料1.6-1に説明されているように，その値が小さいと粘性力が大きく効き，その値が大きいと慣性力が大きく効

表1.6-1　流体の粘性（1気圧，温度15℃）

項目＼流体	粘性係数 μ（N・s/m²）	動粘性係数 $\nu=\mu/\rho$（m²/s）
真　水	1.14×10^{-3}	1.14×10^{-6}
空　気	1.76×10^{-5}	1.46×10^{-5}

(a) 円柱

(b) 平板（摩擦抵抗係数）

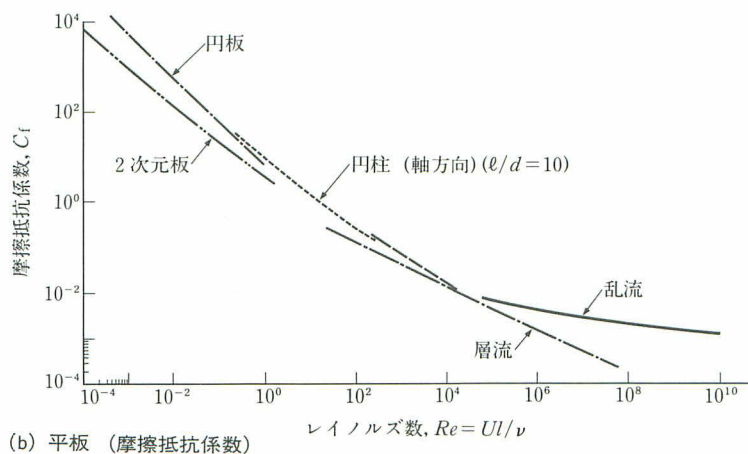
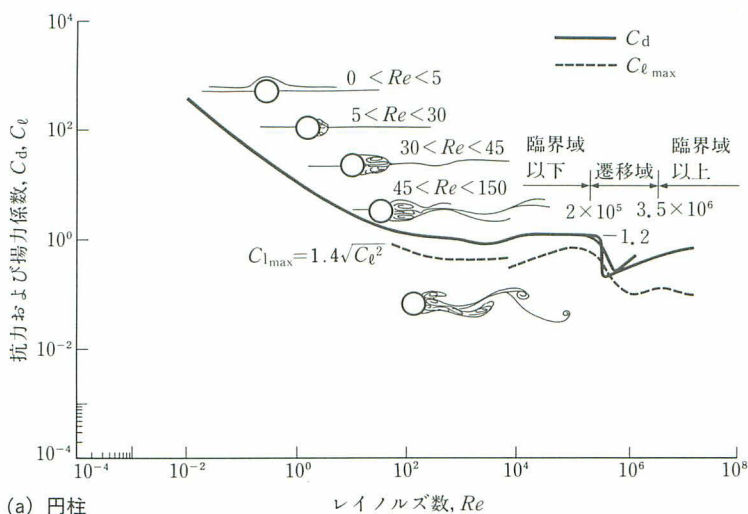



図1.6-1　円柱と平板の抗力係数

くことを意味する。そして一般には(特に流線形物体では)，レイノルズ数が小さくなると“抗力係数”（抗力/動圧・面積）は増大する。

雨滴の集まりの雲が空に浮き，煙草の煙が上昇し，細菌や花粉が巷(ちまた)に満ち，蜘蛛(くも)が長い糸で空を飛び，タンポポの実が空中を漂うのも，全て，それ等の

形そのものが極めて小さいか，その付属物の細毛や糸が極めて細いために，レイノルズ数Reが充分小さく($Re<1$)，そこに働く弱い風でも重力より大きい抗力で持ち上げられてしまうからなのである。

もう少し大きいのが昆虫や紙飛行機の類で，それ等はレイノルズ数Reでいえば，$1<Re<10^4$の範囲で飛行する。このようなレイノルズ数の範囲では，翼や平板に働く揚力も，迎角に対して必ずしも線型ではない。しかし物が大

資料1.6-1　レイノルズ数の影響

流体内を動く物体に働く流体力には，2種類あって，流体の粘性に基づく粘性力と，流体の慣性に基づく慣性力とがある。粘性力は物体の表面積，速度の勾配（表面から離れるにつれてどれだけ速度が減ってゆくかを示す量）および“粘性係数”の積に比例するのに対し，慣性力は物体の密度，速度の2乗，および面積の積に比例する。そこで慣性力と粘性力との比をとると，密度・速度・長さ/粘性係数となる。粘性係数を密度で割った量を“動粘性係数”と呼ぶが，結局，上の比は速度・長さ/動粘性係数となり，これを“レイノルズ数”という。ちなみに，水と空気の，1気圧で温度15℃の状態における粘性係数と動粘性係数の値が表1.6-1 に与えられている。

物が小さくなり，かつ速度が遅くなると，レイノルズ数を示す式の分子が減少して，慣性力の効果が減り，粘性力の効果が増すことを意味する。充分小さい物がゆっくり動くと，レイノルズ数Reは極めて小さく，例えば花粉の落下は$Re<1$ で行われ，抗力はほとんど速度の2乗ではなく，速度そのものに比例する。図1.6-1(a)に円柱の抗力係数（抗力/動圧・断面積）とレイノルズ数との関係を示した。直径の小さい円柱がゆっくり動くと，レイノルズ数が小さいので，円柱のような非流線形物体の周りの流れでも，流体の周りを滑らかに回って，後方で剥離をすることがない。

しかしレイノルズ数Reが$1<Re<10^4$の範囲では非流線形物体の周りの流れは剥離する。その中でもレイノルズ数Reが$1<Re<10^2$の範囲では，剥離は（図1.6-1(a)で見れば）まだ上下対称で，空気力が振動することはない。ところが，動く物がもう少し大きくなって，レイノルズ数が，$10^2<Re<10^4$程度になると，図に見られるように，流れは非対称に剥れ，非対称の渦が上下交互に連なる“カルマン渦”が発生し，流れに平行な力の抗力に加えて，垂直な力の揚力も働く。

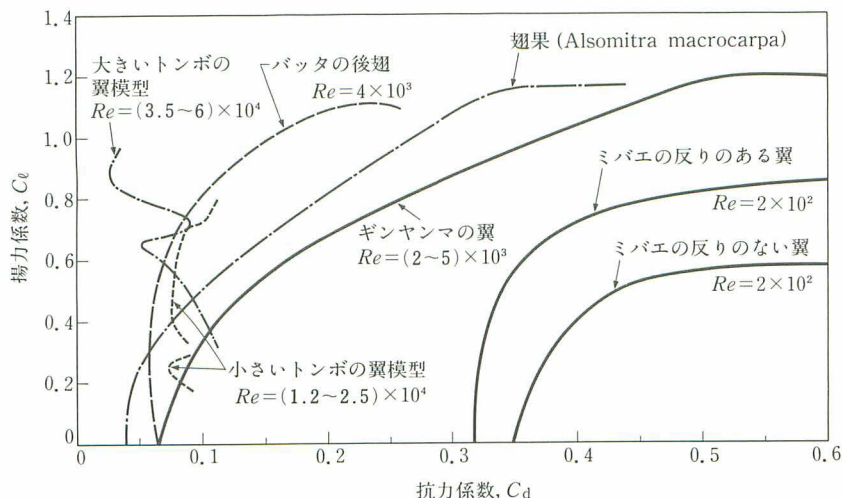



図1.6-2　昆虫と翅果の２次元翼揚抗曲線

きく早く動くようになると（例えば大型の鳥の飛行では），レイノルズ数が$Re > 10^4$と大きくなって，図1.6-1(b)に示されるように，平板の摩擦抗力は，流れの乱れ具合により異なった値となる。すなわち，きれいに層を成して流れる“層流”状態と，流れが乱れて小さい渦の塊り（“渦粒(かりゅう)”）ができ，それが入り混る“乱流”状態とで，抗力の値が変わって来る。さらに円柱の抗力が急減するのは，図に示されているように，レイノルズ数が10^5になってからである。

図1.6-2に風洞実験や飛行実験で計測した昆虫や翅果（翼のある種子）の翼断面の翼型特性を示す２次元“揚抗曲線”を例示した。どの程度まで値そのものが信用できるか，現時点で問題があるが，図に示されているような小さいレイノルズ数範囲では，（ｉ）抗力係数が充分大きく，かつ図では判らないが，（ii）揚力係数は迎角に対して非線形で，従って同じ迎角でも，その角度に持って行った過去の履歴で値が異なる，つまりいわゆる“ヒスタリーサス”があったり，そしてさらに（iii）揚力の増しと共に抗力係数が急激に増える。図1.2-2と比較すれば判るように，最小抗力など明らかに１桁は違っている。これは一つはレイノルズ数が図1.2-2の場合，$Re \cong 10^6$であるのに対

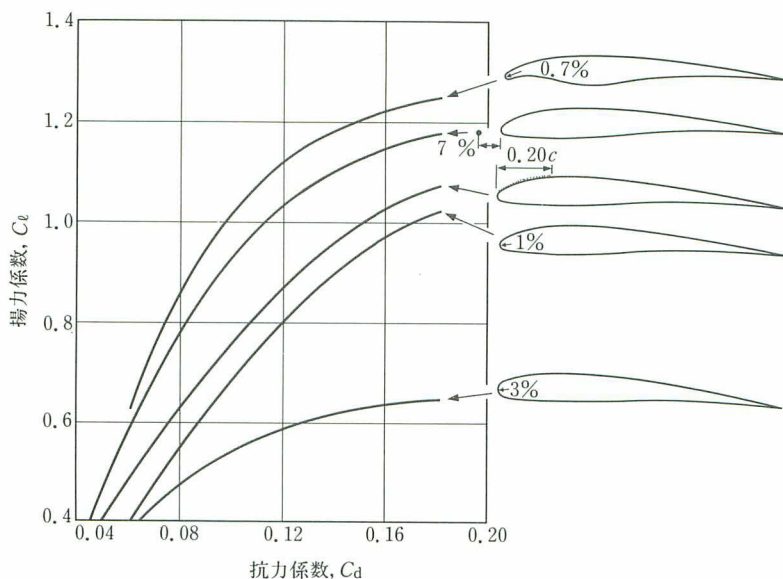



図1.6-3　低レイノルズ数における3次元揚抗曲線（Pope A. & Harper J. J. : Low-Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1966）
$Re=$（3.0～4.5）×10^4，アスペクト比 Æ＝6

し，図1.6-2は$Re=10^2\sim10^4$と小さいこと，もう一つには，翼型が前者の流線形に対して，後者は後述のように，非流線形であることも関与している。

ただし，図1.6-3に示されているように，低レイノルズ数$Re=(3.0\sim4.5)\times10^4$でアスペクト比Æ＝6の翼について，5種の翼型の比較を見ると，前縁が丸味のある普通の流線形翼型より，前縁に粗さを与えたり，針金を置いたりして流れを乱した翼型や，前縁を尖らせて，流れを一旦剝離させた翼型の方が，高い揚抗比の得られることが判る。つまり，低レイノルズ数域では，流れが前縁で乱されると，“等価レイノルズ数”が高くなった効果があるように思える。さらに，図1.6-4に示されているように，(a)ある程度の粗さの，(b)翼幅方向の配置が，(c)流れを乱して層流剝離を抑え，(d)最大揚力係数をも増加させる。模型航空機の製作・設計に当たって，これ等のことを知っていることは大事である。

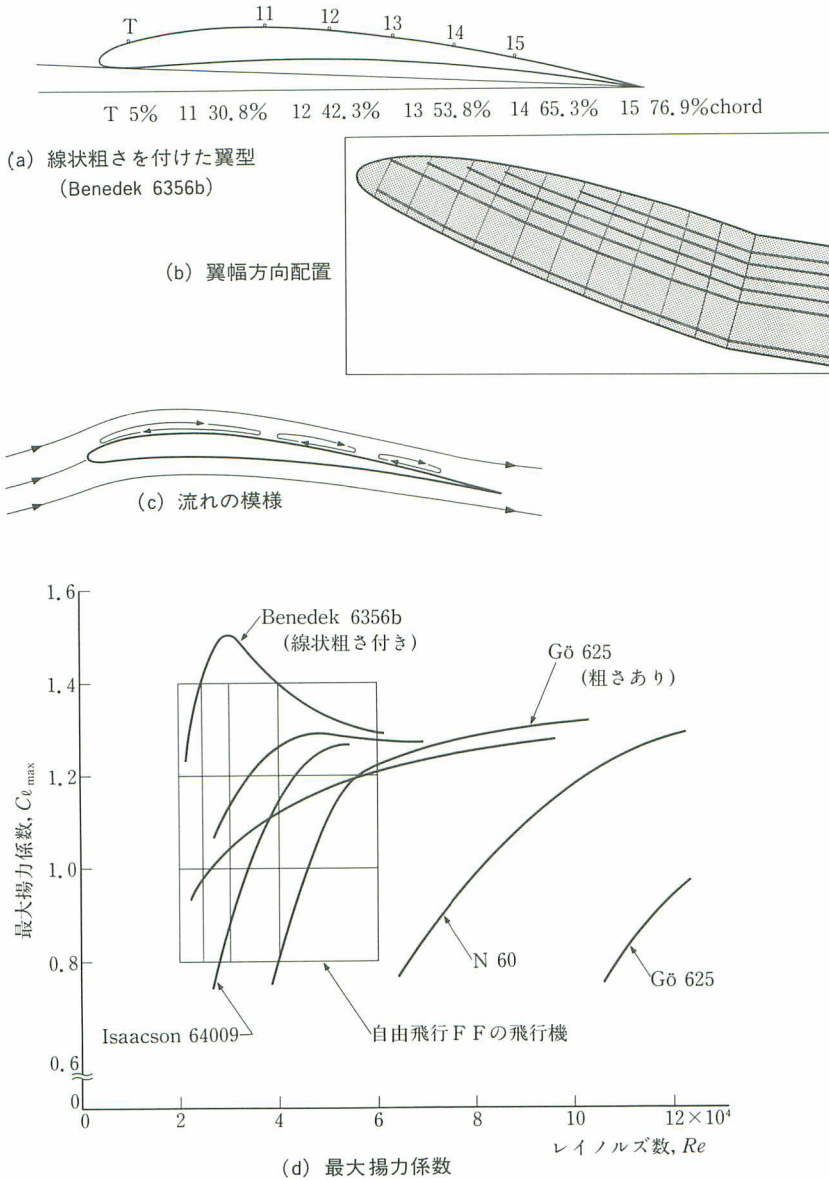
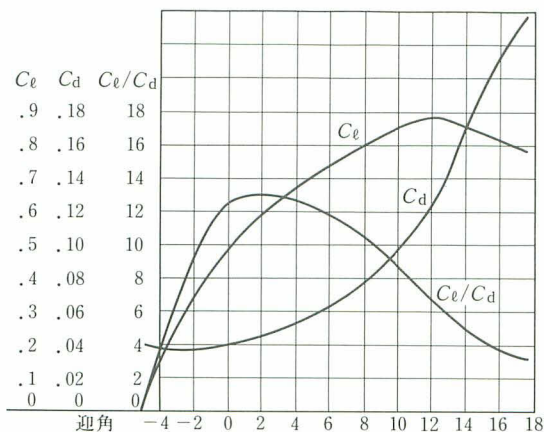
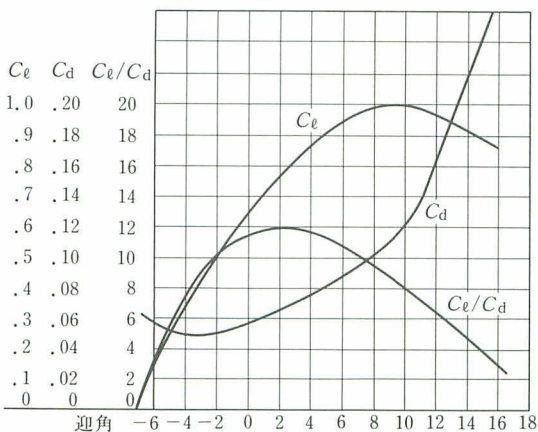
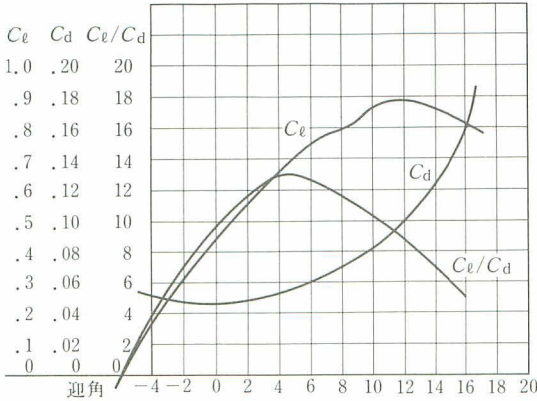
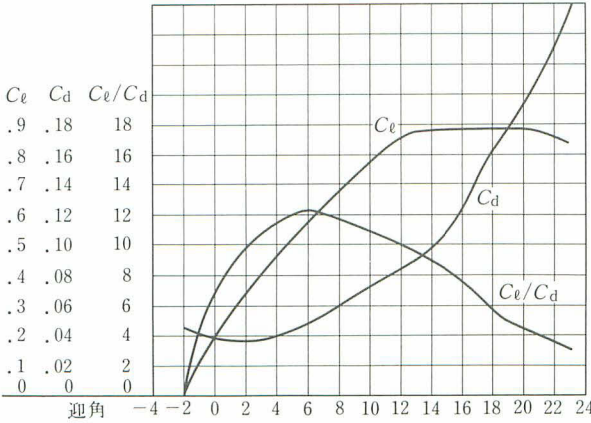



図1.6-4　翼面上にスパン方向に糸を張って作った粗さの最大揚力係数に及ぼす効果
(Pressnell M.：Winning Wings, Aeromodeller, Sept. 1987, pp492-495)

(a) クラークY
$AR=8$
$Re=61,700$

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	3.50	5.45	6.50	7.90	8.85	9.60	10.60	11.36	11.70	11.40	10.52	9.15	7.35	5.22	2.80	1.49	0.12
下面	3.50	1.93	1.47	0.93	0.63	0.42	0.15	0.03	0	0	0	0	0	0	0	0	0

(b) RAF 32
$AR=8$
$Re=56,900$

翼弦%	0	1.25	2.5	5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	3.42	5.56	6.52	7.84	9.72	11.02	11.92	12.98	13.10	12.46	11.06	9.10	6.56	3.60	1.98	0.12
下面	3.42	1.96	1.50	0.88	0.30	0.08	0.00	0.30	0.70	1.10	1.46	1.60	1.46	0.92	0.52	0.12

図1.6-5　模型飛行機に使われる翼型の２次元特性

(c) NACA 6512
$A\!\!\!R=8$
$Re=61,700$

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	0	2.57	3.56	5.02	6.13	7.06	8.57	9.69	11.07	11.56	11.29	10.35	8.76	6.54	3.68	2.00	0
下面	0	-1.34	-1.82	-2.26	-2.43	-2.45	-2.27	-1.91	-0.98	-0.06	0.71	1.21	1.39	1.24	0.72	0.33	0

(d) グラントX8
$A\!\!\!R=8$
$Re=61,700$

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	25	30	35	40	50	60	70	80	90	100
上面	0	2.40	3.73	5.40	6.73	7.73	9.07	9.80	10.27	10.53	10.53	10.33	9.53	8.27	6.60	4.67	2.47	0.05
下面	0	-1.20	-1.67	-2.33	-2.67	-2.73	-2.53	-1.93	-1.33	-0.87	-0.67	-0.53	-0.60	-0.80	-0.93	-0.73	-0.40	-0.05

（資料は萱場達郎：やさしい模型飛行機ガイド，誠文堂新光社，1980より）

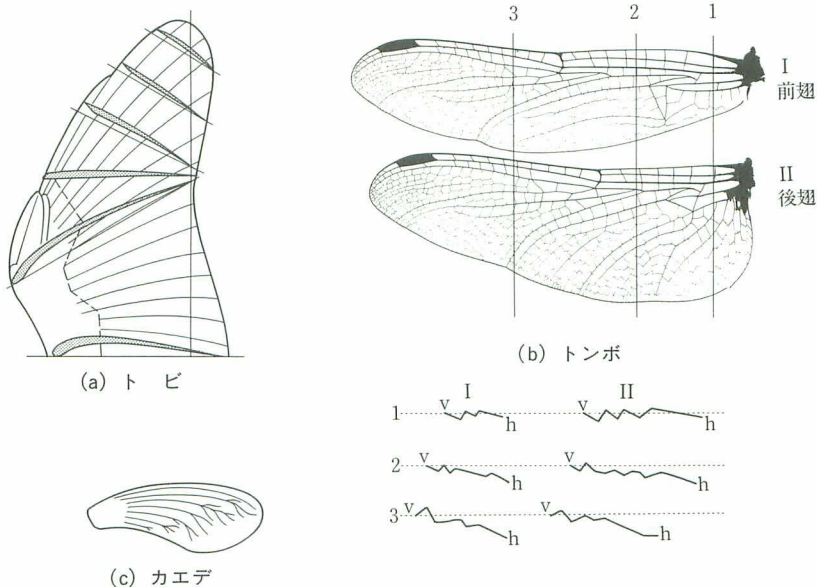



図1.6-6　生物の翼の形状

模型競技機に良く使われる翼型の２次元特性を図1.6-5に示した。

生物の翼

レイノルズ数の差，すなわち大きさの差の影響は，生物の翼の形状に最も良く見られる。図1.6-6に示されているように，(a)鳥の翼断面すなわち翼型はいわゆる流線形で，我々が見なれている航空機の翼型と比べて薄い点を除けばそれほど変わらない。しかし，一般に鳥よりは小さい(b)昆虫や(c)翅果の翼型は，流線形ではなく，前縁がぎざぎざであったり，凹凸に富んだり，薄くて尖(とが)っていたりする。おかげで彼等の翼は，滑らかな単なる平板より高性能である。彼等生物は，自身知ってか知らずか，それぞれ自分に適した翼の形状を選んでいるようである。

第2章　模型固定翼機

本章では，固定翼を備えた無動力機のグライダーおよび動力機の飛行機の“自由飛行型模型機”について力学的特徴を述べる。固定翼機は，その発達の過程において，常に生物の鳥や昆虫が参照された。それ等生物の形態や生態と関連づけながら，飛行の性能と安定性について述べる。

“操縦型模型機”は，“ライン・コントロール型”および“ラジオ・コントロール型”とも，性能や安定については本質的に自由飛行型模型機と同じ特徴を持つ。しかし操舵装置を有するので，その操縦性については詳しく述べることにする。

§2.1　手投げグライダー

紙飛行機

誰でも，おそらく男の子なら，子供の頃に紙（一般に千代紙や折込み広告の紙）を折って紙飛行機を飛ばした経験があろう。筆者が子供の頃作って飛ばしたのが，図2.1-1および表2.1-1に示される(a)イカ，(b)5角，(c)ツバメ等である。

(a)のイカは，形がユニークな充分に縦長の3角翼機であるために，重心が多少前後にずれても，非常に広い迎角範囲にわたって極めて飛行が安定である。その上，重量の割に翼面積も大きく，従って飛行速度がおそく，沈下率も小さいので，幼い子供達に，先ず飛ばすことの面白さを味わってもらうのに最適である。

(b)の5角も作り方が簡単な上に，これも大きい後退角の5角形の機体なので，先ず普通に折っただけでも，良く飛ぶ機体である。

これに対して，(c)のツバメは，ちょっと作り方に工夫がいる上に，横長の

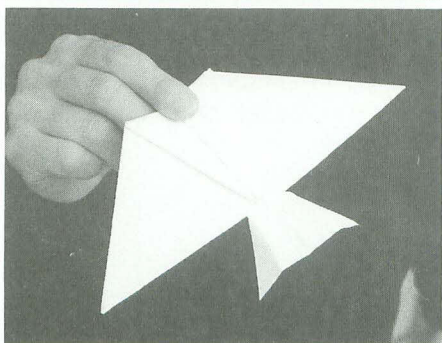
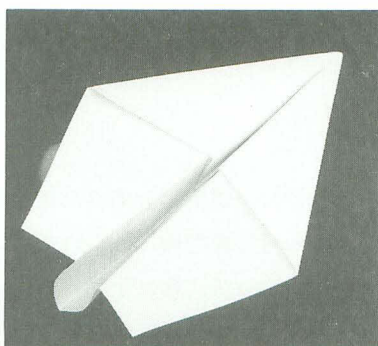
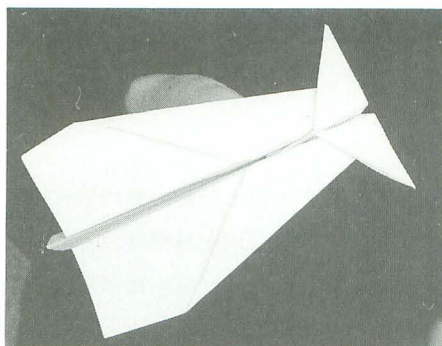



図2.1-1　懐しい折紙飛行機
(a) イカ（左上）
(b) 5角（上）
(c) ツバメ（左下）

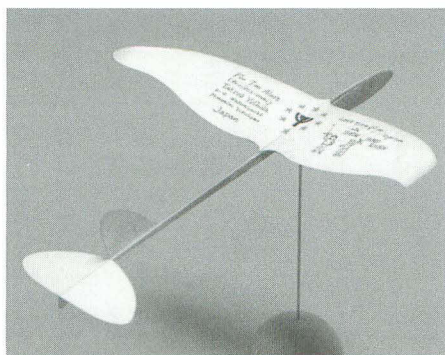
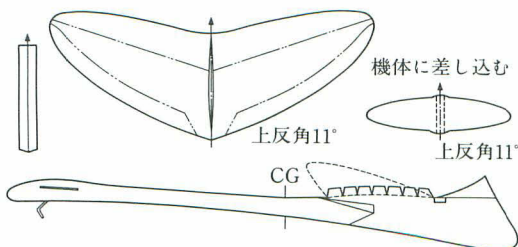
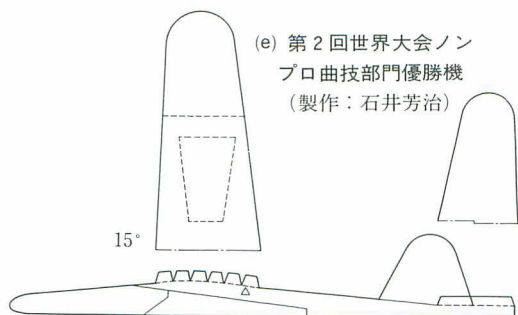
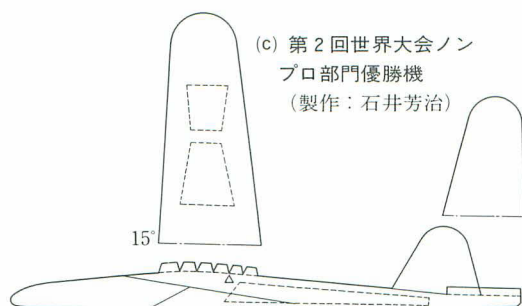
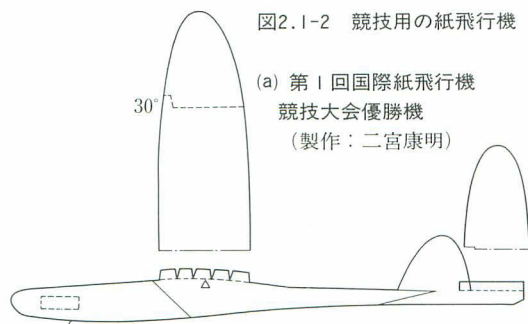
台形翼機なので，よほどきちんと紙を折って行かないと調節が難かしい。鋏を使って,尾翼をうまく切って少し上下に折ってやると尾翼がしっかりして,安定な飛行に近づく。翼面荷重が大きいので速度も速く，図のような持ち方で，指に挿み込んで思い切り投げ上げることができる。面積の割に大きい翼

表2.1-1　折紙飛行機
（B 5の原稿用紙またはコピー用紙で折った場合）

項目	記号	単位	(a)イカ	(b)5角	(c)ツバメ
翼　幅	b	cm	10.0	10.0	18.0
全　長	ℓ	m	20.0	18.5	10.0
翼面積	S	cm²	192.3	136.7	82.8
アスペクト比	Æ	—	0.52	0.73	3.9
質　量	m	g	3.5	3.5	3.0
翼面荷重	W/S	N/m^2 ($\fallingdotseq g/dm^2$)	1.78	2.51	3.55

図2.1-2　競技用の紙飛行機

(a) 第 1 回国際紙飛行機競技大会優勝機
（製作：二宮康明）

(c) 第 2 回世界大会ノンプロ部門優勝機
（製作：石井芳治）

(b) 第 2 回国際紙飛行機競技大会滞空部門優勝機（1985年，アメリカ・シアトル，製作：吉田辰男，写真提供：大塚薬報）

(d) 第 2 回世界大会曲技部門優勝機（製作：吉田辰男，写真提供：大塚薬報）

(e) 第 2 回世界大会ノンプロ曲技部門優勝機
（製作：石井芳治）

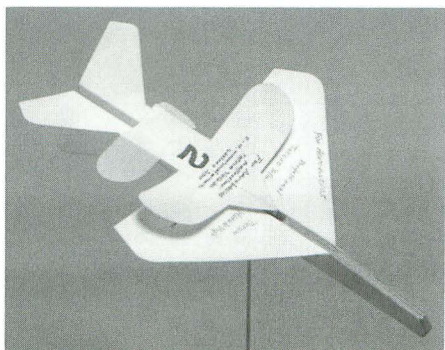
機体に差し込む
上反角11°
上反角11°
CG

(f) 第10回木村杯優勝機
（製作：葉阪豊）

表2.1-2　競技用紙飛行機およびバルサ機の諸元

項　目	記号	単位	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	SS24
主翼翼幅	b	cm	17.0	23.0	20.0	23.3	18.0	20.4	20.5	19.6	16.0	14.2	61.0
主翼面積	S	cm²	54.8	84.2	83.2	102.5	71.5	76.8	70.9	68.8	44.0	50.7	478.3
全　長	ℓ	cm	27.0	24.6	24.1	27.0	24.0	23.2	22.2	24.9	17.2	22.5	—
アスペクト比	AR	—	5.3	6.3	4.8	5.3	4.5	5.4	5.9	5.6	5.8	4.0	7.8
質　量	m	g	4.9	10.5	8.5	7.5	7.1	7.3	7.8	6.8	4.0	6.2	25～28
翼面荷重	W/S	$N/m^2 \fallingdotseq g/dm^2$	8.77	12.25	10.02	7.17	9.74	9.33	10.79	9.70	8.92	11.99	5～6
水平尾翼容積	T_H	—	0.98	1.05	0.83	0.66	1.08	0.95	1.15	1.04	1.05	0.37	0.94
垂直尾翼容積	V_V	—	0.065	0.035	0.049	0.040	0.051	0.045	0.043	0.042	0.040	0.082	0.019
備　考	設計・製作		林　繁郷	二宮康明	吉田辰男	吉田辰男	二宮康明	菅野知規	石井芳治	高田　努	石井芳治	葉阪　豊	Rom Wittman
			1985年JAL杯入賞	1967年第1回世界大会プロ部，滞空1位	手作り紙飛行機，横浜市大会規定機	1985年第2回世界大会，滞空1位	1985年JAL大会規定機	木村杯（第1，7，9回），1985年JAL杯1位	1985年第2回世界大会ノンプロ部，滞空1位	1985年JAL杯入賞	1985年第2回世界大会一般の部アクロバット1位	木村杯（第10回優勝）	1973年2月18日，AMA国内記録1分30秒達成

（資料は高田努および吉田辰男両氏の御好意による）

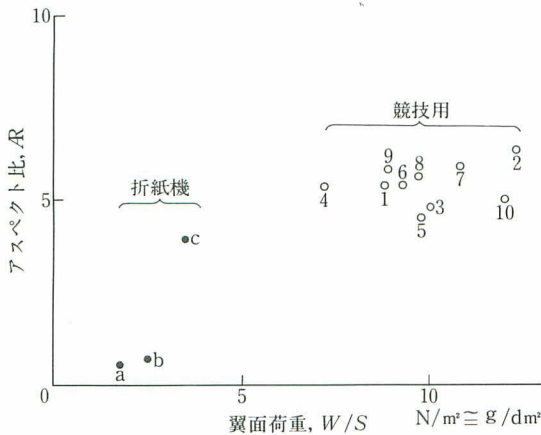



図2.1-3
紙飛行機のアスペクト比と翼面荷重
（図中の記号は表2.1-1に，また番号は表2.1-2に対応している）

幅の（アスペクト比の大きい）機体は，それこそツバメのように飛んで，爽快な気分が味わえる。子供も高学年か，むしろ大人が楽しめる機体である。

競技用の紙飛行機の例が，図2.1-2と表2.1-2に示されている。紙飛行機は，設計・製作が次節で述べる模型飛行機に比べて，はるかに自由でかつ容易なので，極めて個人色の強い，独特な形態が生まれる。競争心と共に，創作意欲も満足させてくれることが，その普及に関係しているのであろう。

紙飛行機の飛行速度は２～３m/s程度なので，レイノルズ数は，$Re=10^4$以下と小さい。前節にも述べたように，そのような低レイノルズ数では，翼型は流線形でない方が望ましい。従って，紙飛行機のような大きさと速さの機体は，折り紙を折った時も，ケント紙等の厚紙から切り取った時も，前縁を丸める等の細工をする必要はない。むしろ鋭く尖らせた方が良いこともある。

薄い和紙で折った紙飛行機は，翼面荷重が１N/m²以下と小さくなるので，沈下率は0.3m/s以下である。これはちょうど綿毛の落下傘を持ったタンポポの実と同じ程度で，ちょっとした上昇気流でも舞い上がって見えなくなる。

図2.1-3に，各種の紙飛行機の機体のアスペクト比と翼面荷重とが示されている。競技用の機体の滑空比は５を越え，沈下率は0.5m/s以下なので，充分飛行を楽しめる。手で投げた紙飛行機が，風に乗ってぐんぐん上昇して，青空に吸い込まれて行くと，背條（せすじ）がぞくぞくとして来るのは，子供ばかりでは

あるまい。

国際紙飛行機大会

1967年に，アメリカのニューヨーク（大西洋地区）とサンフランシスコ（太平洋地区）で，サイエンティフィック・アメリカン誌主催の第1回国際紙飛行機競技大会が開かれ，28ケ国から11,851機が参加した。日本からも多くの機体が出場し，上位を独占した。図2.1-2(a)は滞空時間部門で優勝した（15秒）二宮康明機である。なお二宮は距離部門でも45mを飛ばして1位になり，また高等飛行部門では中村栄志機が優勝した。

第2回の大会は，それから何と18年後の1985年にアメリカのシアトルで，国立スミソニアン航空宇宙博物館やサイエンス85等が主催者となって開かれた。世界20ケ国から約5,000機が集まり，日本からも343機が出場した。滞空競技のプロ部門（プロとは航空工学関連教師，大学院生，および航空産業従事のエンジニアとデザイナーで，ノンプロはそれ以外のこと。他に14歳以下のジュニア部門もある）では，図2.1-2(b)の吉田辰男機が優勝（16.06秒，前回は2位の14.5秒），ノンプロ部門では，図2.1-2(c)の石井芳治機が優勝（9.80秒），曲技飛行ではプロ部門で図2.1-2(d)の吉田辰男機が親子飛行で，そしてノンプロ部門では図2.1-2(e)の石井芳治機が見事な宙返りで優勝した。日本勢の圧勝は，多分古来から折り紙で鍛(きた)えられた庶民の水準の高さによるものであろう。ただし規定で，飛行は自分自身で飛ばすことができず，ボランティアの代理人によるものであった。各自自身でやれば，通常何れも20秒代は飛んでいた機体なのである。図2.1-2(f)は，日本における第10回木村杯1位の葉阪豊機で，紙飛行機では珍らしい“カナード”（“先尾翼機”）の美しい機体である。

上の2回の国際大会および日本国内の大会を通じて，ともすれば子供のお遊びと思われていた紙飛行機が脚光を浴びることになる。その後，素晴らしい自由奔放(ほんぽう)な，それでいて良く飛ぶデザインの各種機体が，アイディアに満ちた柔かい頭脳の人々から，続々と生まれている。二宮康明の紙飛行機型紙キット（エージー社）は，日本のみならず今や全世界で販売されている。

なお第3回の大会はスペインのサラゴサで1989年10月に開催された。詳細

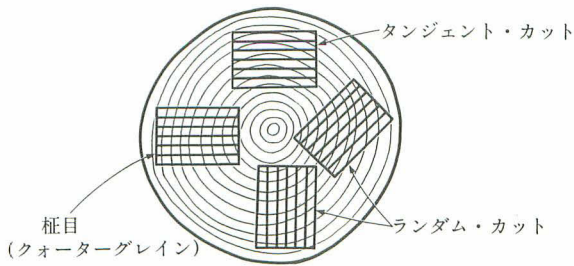



図2.1-4
バルサ材の切出し方

は不明であるが，参加国も参加者も極めて少なかったことおよび，日本人がやはり上位を占めていること（デザインの部でコミナトヒロシ，滞空の部で飯島実が優勝）が伝わって来ている。

バルサ材

南米のメキシコ南部からペルーにかけて産する軽量の割に強度のある材木の“バルサ”がある。通常ソフト（軟材），ミディアム（中庸材），およびハード（硬材）の3種に分けられ，一般に板材として市販されている。板材には，図2.1-4に示されているように，その材料の取り方に，次の3種がある：(a)“柾目（まさめ）”（“クォーター・グレイン”），(b)“タンジェント・カット”，(c)“ランダム・カット”。柾目は年輪が平行な線（木目）として表れ，大事な強度部材に使われる。ただし薄いと木目に沿って割れ易い。

そのバルサ材（比重0.07）を使った手投げグライダーの例，スーパースイ

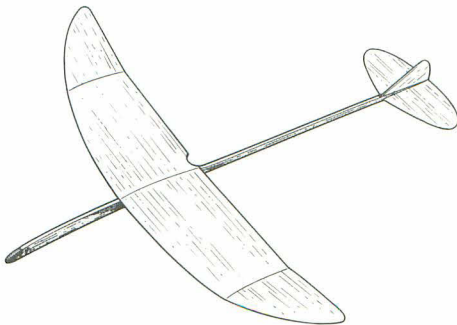



図2.1-5
(a) スーパースイープ機
完成図

(Wittman R.; Supersweep, American Aircraft Modeler, Sept. 1974)

図2.1-5 (b) スーパースイープ機の型取り

表2.2-1　模型航空機の分類

大分類	分類	種類
模型飛行機（自由飛行型・FF）	グライダー	国際級（ノーディックA2級）（F1A） G級 ノーディックA1級（F1H） ハンドランチ・グライダー スピード機 操向グライダー（F1E） その他
	ゴム動力機	国際級（ウエークフィールド級）（F1B） R級（F1G） ライトプレーン 室内機―国際級（F1D） 　　　　スティック機 　　　　紙被覆スティック機 　　　　イージーB級 　　　　キャビン機 　　　　オートジャイロ 　　　　その他 スケール・モデル（F4A） ピーナッツ・スケール クープ・ディベール級 ペイロード機 スピード機 ヘリコプター オーニソプター（はばたき機） その他
	エンジン機	国際級（F1C） 滞空機 スケール・モデル（F4A） スピード機 ヘリコプター（F1F） スポーツ機 その他
	その他	ロケット機 電動プレーン CO_2プレーン その他
模型飛行機（操縦型）	ライン・コントロール型	Gコントロール Lコントロール Uコントロール―練習機 　　　　　　　スタント（曲技）機（F2B） 　　　　　　　スピード機（F2A） 　　　　　　　コンバット機（F2D） 　　　　　　　スケール機（F4B） 　　　　　　　ラット・レーサー 　　　　　　　チーム・レーサー（F2C） 　　　　　　　滞空競技機 　　　　　　　着艦競技機 　　　　　　　ジャイロコプター 　　　　　　　スポーツ機 　　　　　　　スピード機 　　　　　　　その他 モノ・ライン・コントロール
	ラジオ・コントロール型	練習機 スタント機（F3A） 電動プレーン（F3E） スポーツ機 スピード機 滞空競技機 パイロン機―FAIクラス（F3D） 　　　　　　フォーミュラI 　　　　　　クォーター・クラス 　　　　　　ハーフAクラス 　　　　　　複葉クラス ジャイロコプター ヘリコプター（F3C） スケール機（F4D） グライダー―サーマル・ソアラー（F3B） 　　　　　　スロープ・ソアラー（F3F） 　　　　　　モーター・グライダー（F3G） 大型機 その他

ープ22と24を図2.1-5 に，そしてその型式24の諸元を表2.1-2 に示してある。同機は，1973年2月にロン・ウィットマン(Ron Wittman) により，滞空1分30秒の記録を出している。特色は，前縁の尖った翼型，緩い前縁後退角で高いアスペクト比(ÆR＝7.8) の先細翼，翼端に向かっての薄翼と捩り下げ，にある。

バルサ機の手投げ時の初速は，定常滑空時の数倍，36m/s≅130km/hにもなる。この高速時に，宙返りをさせても良いが，高度低下を来たさない飛行になるように，主翼は高速で撓(たわ)んで迎角を減らす。このため，翼端の厚みは“フラッター”(空気力，慣性力および弾性力が影響した捩れと曲げの連成振動現象）を起こさない限界まで薄くし，翼の重心を前縁近くに持って来るように削る。

通常，“自由飛行”（“FF”)の手投げ機は，右手で投げる場合，右に傾けて発進させる。初めは右旋回しながら高度をとり，降下に入る頃は，左旋回で滑空するように機体はわざと非対称に作られているのが普通である。

最近“無線操縦”（“RC”)の手投げグライダーが見られるようになった。自由飛行型機と違って，昇降舵や方向舵が操縦できるので，投げ上げが楽になると共に，上昇気流の“サーマル”を捕えての滑空性能が向上した。

§2.2　模型飛行機

模型航空機は表2.2-1のように分類される。(　)内の記号は“国際航空連盟”（“FAI”）の規定のカテゴリーを示している。

自由飛行型機

自由飛行型の機体についてのFAI規則を表2.2-2に示す。元もと自由飛行型の機体は，その目標が滞空時間の長さにある。このため機体は，急速上昇に次いで，緩やかな水平飛行を経て滞空飛行に入るように設計される。機体は軽量であり，縦の安定のために通常高翼型式で，水平尾翼の面積も大きく，主翼面積の約30％近くも占める。次節で述べるように，高翼の上に，さらに

表2.2-2　自由飛行型機のＦＡＩ規則

級　　別	Ｆ１Ａ	Ｆ１Ｂ	Ｆ１Ｃ	Ｆ１Ｄ
機　　種	滑空機	ゴム機	エンジン機	室内機
翼面積（$dm^2=10^{-2}m^2$）	32～34	17～19	制限なし	スパン650mm以下
最少重量（$g=10^{-3}kg$）	410	190*	300g/cm³	１ｇ以上*
翼面荷重（$g/dm^2=10^{-1}kgf/m^2\cong 1\,N/m^2$）				
最　　大	50	50	50	制限なし
最　　小	—	—	20	—
動　　力	曳航索長さ50m以下	40ｇ以下	2.5cm³以下**	制限なし
飛行回数	7	7	7	6
飛行時間制限（秒）	180	180　1Rのみ210	180　1Rのみ240	制限なし
使用機体数	3	3	3	制限なし
飛行時間合計回数	7	7	7	2

*動力用ゴムを除く（Ｆ１Ｂのゴムは40ｇ以下）。　**エンジン気筒容積

横安定のために翼端を上方に反らせる上反角が採用されることもある。大きい上反角に対しては大きい垂直尾翼が必要で，通常その面積は主翼面積の15%ほどに作られる。図2.2-1に代表的な機体の例を，またそれらの主要諸元を表2.2-3に示す。実機と比較して，全体としての特色をまとめると，(ｉ)前部が重く，重心(CG)従って主翼が充分前方にある，(ii)尾翼の面積と重心からの距離との積が大きい（後述），(iii)主翼翼端の上方への反り，“上反角”，が大きい。

図2.2-2は，模型飛行機を愛し，その科学的解明と普及に努力された（故）中井映一の作った質量に対する(a)飛行レイノルズ数と(b)翼面荷重の統計値の表示である。

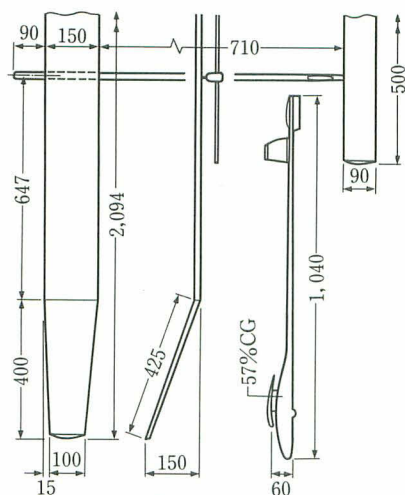
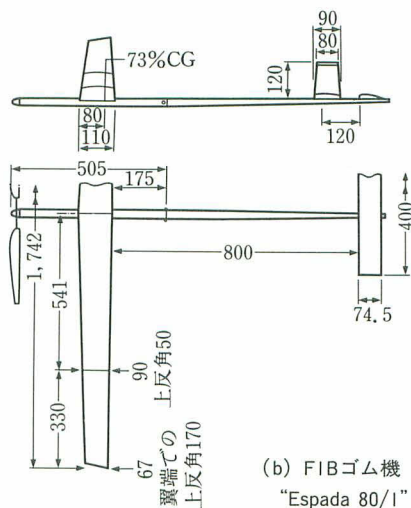
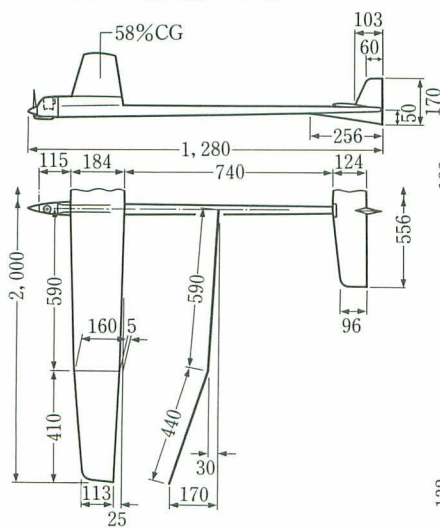
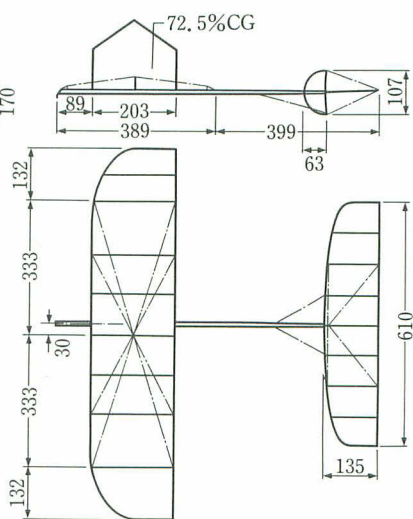
多くの模型機のレイルズ数は$Re\cong 10^4\sim 10^5$にあるので，前述のように粘性の効果が微妙に表れては来るが，翼型は流線形で良い。しかし小型の模型で$Re<10^4$となると，前節にも述べたように，流線形でない前縁の尖った翼型とか，わざと前縁に粗さをつけて等価レイノルズ数を上げた翼型が有効に使えるようになることも理解されよう。実際に，自由飛行型の機体に用いられた翼型の外形と構造を図2.2-3に示す。またこれに近い良く知られた翼型の座標を，図1.6-5に加えて，表2.2-4に示す。

(a) FIA滑空機 “AH-25”

(b) FIBゴム機 “Espada 80/I”

(c) FICエンジン機 “BE-35”

(d) 室内機 “Star walker”

図2.2-1　代表的な自由飛行型機

表2.2-3　自由飛行型機の要目

項目　＼　級 / 機名	単　位	F１A AH-25	F１B ESPADA80/1	F１C BE-35	室内機 Star walker
スパン	mm	2,094	1,742	2,000	930
全　長	mm	1,040	1,210	1,280	788
空力平均翼弦	mm	146.5	99.0	153.4	196.3
主翼面積	$dm^2=10^{-2}m^2$	29.41	16.30	31.49	17.68
アスペクト比	—	14.91	18.61	12.70	4.89
水平尾翼面積	dm^2	4.5	2.98	6.12	7.48
垂直尾翼面積	dm^2	0.40	1.02	0.98	
翼面荷重	$g/dm^2 \fallingdotseq N/m^2$	14.28	14.4	24.64	0.156
重心位置	%	57	73	58	72.5
主翼取付角	度	3	1	2.5	
水平尾翼取付角	度	0	0	−0.5	
前モーメント・アーム	mm	175.5	300	222.0	236.2
後モーメント・アーム	mm	797.0	848.2	848.3	394.8
プロペラ，エンジン					
直　径	mm			178	665
ピッチ	mm			80	1.143
名　称				Rossi 15	
行程容積	cc			2.5	
動力用ゴム	g		40		1.42
質　量					
主　翼	g			225	0.47
水平尾翼	g			29.5	0.87
全質量	g	(420)	(235)	776	1.34
全長／スパン		0.497	0.695	0.640	0.847
プロペラ $\frac{ピッチ}{直径}$				0.449	1.719
$\frac{水平尾翼面積}{主翼面積}$		0.153	0.183	0.192	0.423
水平尾翼容積		0.832	1.566	1.057	0.850
馬力荷重のオーダー	N/HP	10^1	$10^1 \sim 10^2$	10^1	$10^3 \sim 10^4$

括弧内の数値は中井の推定値。　$1\,dm^2=10^{-2}m^2$，　$1\,g/dm^2=10^{-1}kgf/m^2 \fallingdotseq 1\,N/m^2$
（中井映一：模型飛行機，日本航空宇宙学会誌，33巻375号，1985，pp205-214）

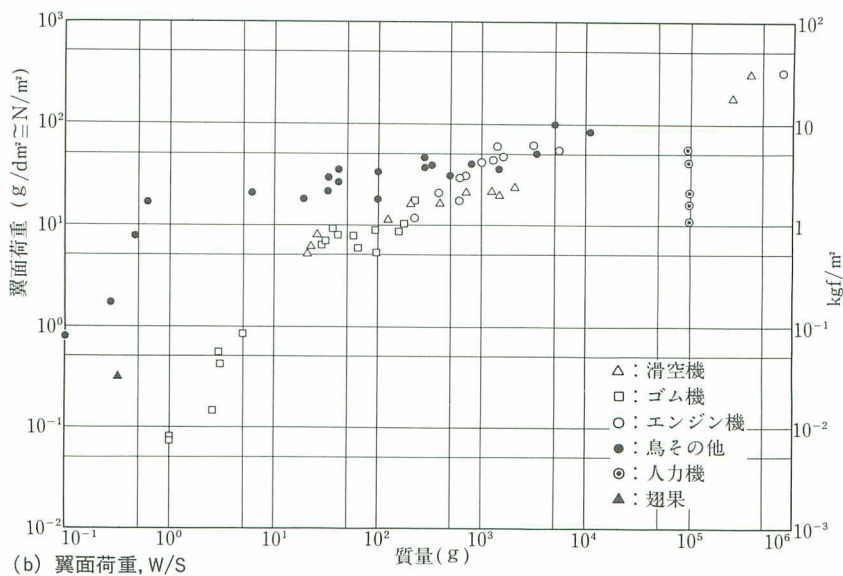
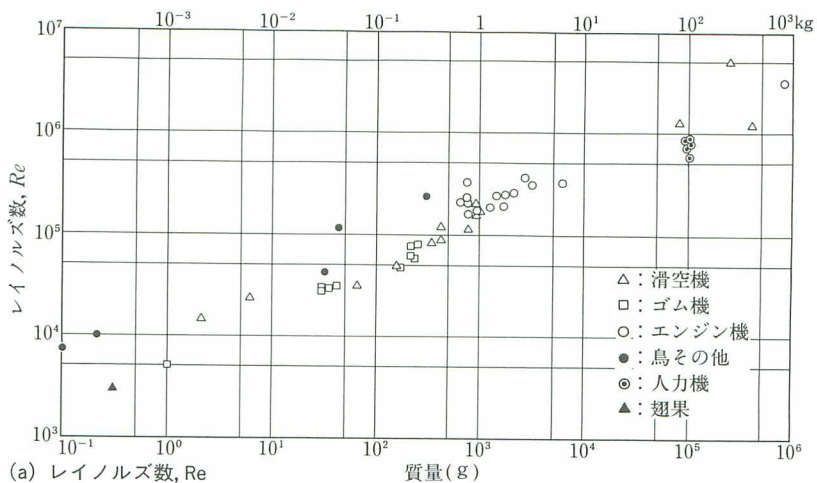



図2.2-2　模型飛行機のレイノルズ数と翼面荷重（中井映一, 1985）

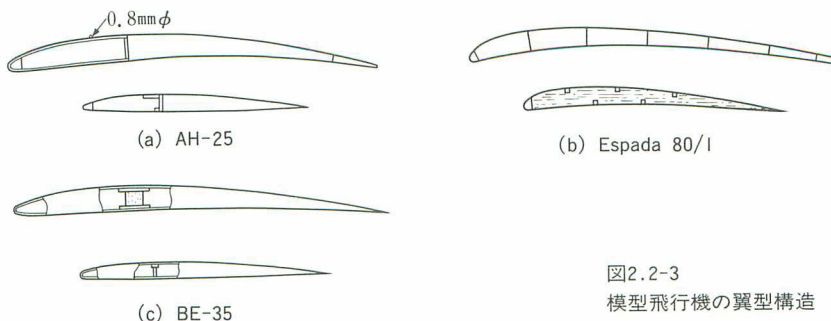



図2.2-3
模型飛行機の翼型構造

模型機の揚抗曲線

図2.2-4および表2.2-5に風洞試験結果の判っている模型機３種を示した。それ等の揚抗曲線は図2.2-5に与えられる。翼のみの場合と異なり，胴体や尾翼，さらに脚やプロペラも加わることもあって，最小抗力係数は大きく，図の右方へずれる。風洞試験は，一般に模型の剛性が充分でないことおよび秤量が小さいことから，どこまで値が信用できるかちょっと問題ではあるが，レイノルズ数の低い($Re \cong 10^4$) ライトプレーンが非流線型断面の主翼でも意外と性能が良いことは確かである。ゴムが胴体内に内蔵されているゴム動力機は，レイノルズ数が$Re \cong 10^5$なので，まだ粘性の影響が残っている。そこで，例えば翼前縁に若干の粗さを与えると，等価的にレイノルズ数が増したことになり，“層流剥離”が消えてある範囲の迎角で抗力係数が減ったり，剥離が遅れて最大揚力係数が増したりする。

形態の平滑な滑空機は，揚抗曲線が２次元曲線に近い形であるのに対して，突起物の多いゴム動力機は，最小抗力係数C_{D_0}が大きい上に，揚抗曲線が２次曲線から著しくずれている。従って，最大揚抗比を与える揚力係数$C_{L,(L/D)_{max}}$や最小沈下率を与える揚力係数$C_{L,|w|_{min}}$が，資料1.3-2で与えられる式(1.3-7～10)とは違って来るので，C_L/C_Dおよび$C_L{}^{3/2}/C_D$を実験結果から作ってその最大値を求めなくてはいけない。

表2.2-4　模型機に使われる翼型の座標例

NACA 0009

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	0	1.42	1.96	2.66	3.15	3.51	4.01	4.30	4.45	4.50	4.35	3.97	3.42	2.74	1.97	1.08	0.60	0.09
下面	0	-1.42	-1.96	-2.66	-3.15	-3.51	-4.01	-4.30	-4.45	-4.50	-4.35	-3.97	-3.42	-2.74	-1.97	-1.08	-0.60	0.09

NACA 6406

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	0	1.45	2.16	3.32	4.24	5.06	6.39	7.42	8.16	8.64	8.90	8.40	7.64	6.35	4.66	2.58	-	0.06
下面	0	-0.52	-0.55	-0.36	-0.06	0.28	0.97	1.61	2.16	2.64	3.10	3.14	3.06	2.66	2.02	1.11	-	0.06

NACA 6409

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	0.00	2.06	2.96	4.30	5.42	6.31	7.78	8.88	-	10.13	10.35	9.81	8.78	7.28	5.34	2.95	1.57	0.00
下面	0.00	-0.88	-1.11	-1.18	-1.08	-0.88	-0.36	0.17	-	1.12	1.65	1.86	1.92	1.76	1.36	0.74	0.35	0.00

MVA 301

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	4.30	-	8.30	9.90	-	12.00	13.40	14.20	14.70	14.90	14.70	13.90	12.50	10.80	8.60	6.20	-	3.50
下面	4.30	-	3.10	3.30	-	3.70	4.20	4.60	4.90	5.20	5.40	5.30	5.20	4.90	4.30	3.80	-	3.20

MVA 123

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	4.50	-	7.10	8.40	-	10.10	11.20	11.90	12.30	12.50	12.50	12.00	11.10	9.70	7.90	5.80	-	3.70
下面	4.50	-	3.70	4.10	-	5.10	5.90	6.30	6.70	7.10	7.10	6.70	6.10	5.50	4.80	4.00	-	3.50

ベネデック B 8356b

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	1.10	-	4.20	5.80	-	8.00	9.20	10.00	10.30	10.40	9.90	8.90	7.50	5.90	4.20	2.30	-	0.30
下面	1.10	-	0.00	0.10	-	0.50	1.20	1.90	2.40	2.70	3.10	3.00	2.70	2.20	1.60	0.90	-	0.00

ベネデック B 6356b

翼弦%	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
上面	0.70	2.18	3.10	4.60	5.65	6.50	7.80	8.60	9.00	9.20	9.00	8.20	7.10	5.80	4.10	2.20	-	0.20
下面	0.70	0.03	0.20	0.40	0.78	1.10	1.90	2.50	2.90	3.30	3.60	3.70	3.50	3.00	2.20	1.20	-	0.00

（萱場達郎：やさしい模型飛行機ガイド，誠文堂新光社，1980）

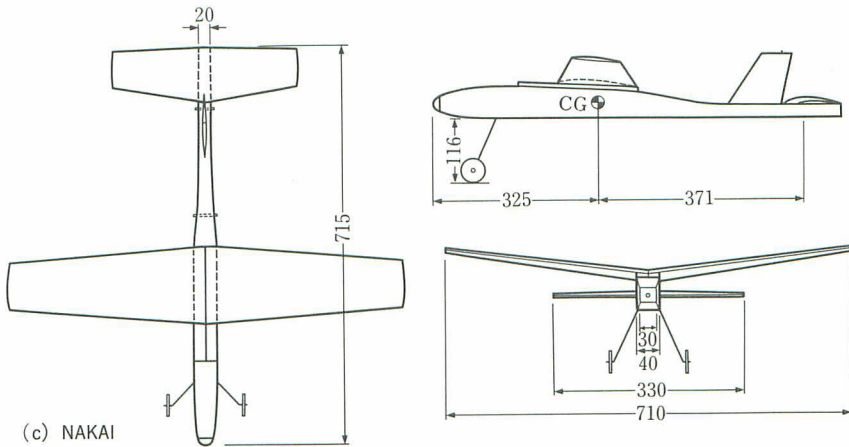
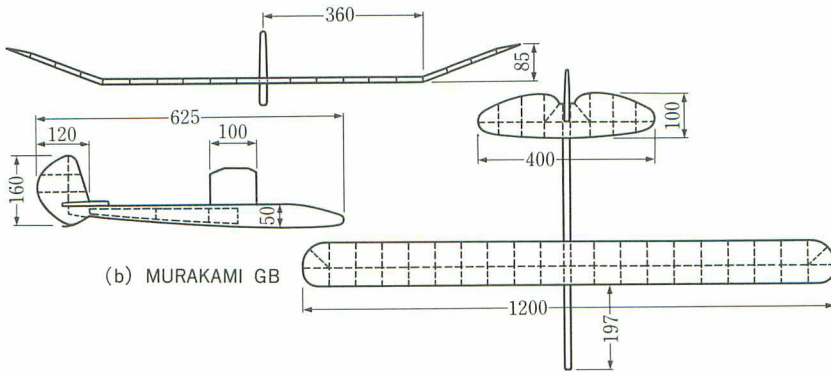
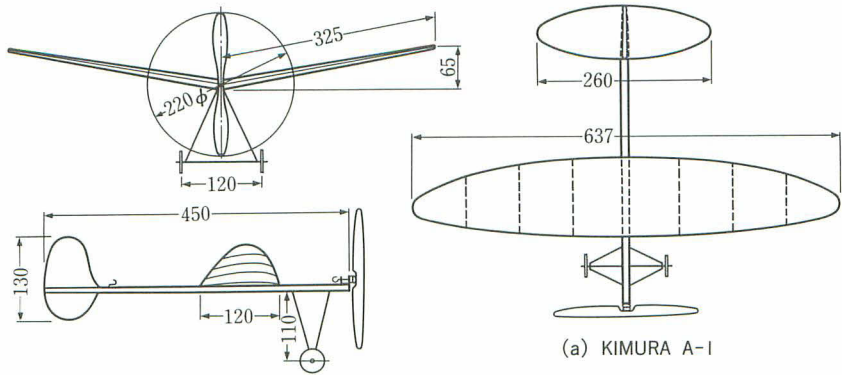



図2.2-4　風洞試験用例題機（数値の単位mm）

表2.2-5　風洞試験用例題機

項　目	記号	単　位	木村 A-1* (ゴム動力機)	村上 GB (グライダー)	中井 NAKAI (ゴム動力機)
全　幅	b	cm	63.7	120	71.0
全　長	ℓ	cm	45.0	67.5	71.5
全　高	h	cm	-	16.0	24.8
翼面積	S	cm²	559	1200	811
アスペクト比	Æ	—	7.3	12	6.2
質　量	m	kg	0.0240	0.134	0.125
翼面荷重	W/S	N/m²	4.21	10.6	15.1
プロペラ直径	$2R$	cm	22.0	—	24.8
風洞試験から予想される性能	最大揚抗比 (L/D_{max})		5.6	9.8	7.5
	その時の揚力係数 $C_{L,(L/D)\max}$		1.05	0.6	0.85

*A-1のみが，ヒゴの前後縁に和紙を貼っただけの，翼型をしていない翼である。

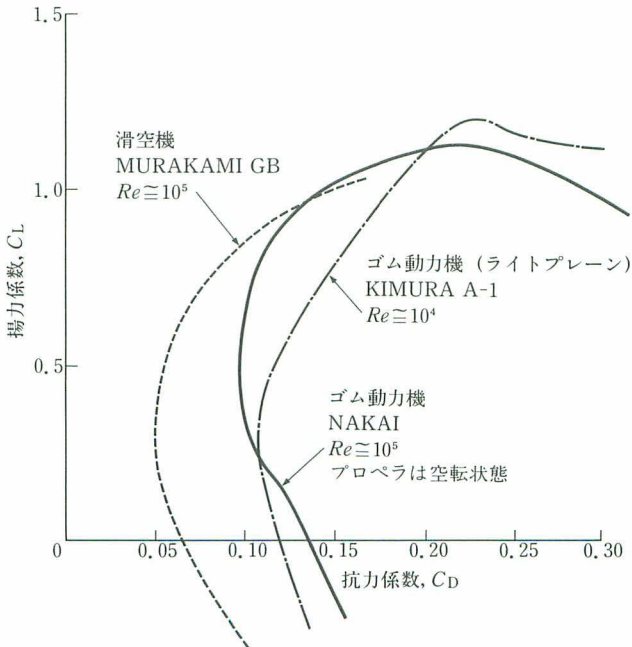



図2.2-5　例題機の揚抗曲線

尾翼容積

模型機は，固有の安定を保持するために，尾翼面積と重心からの距離との積で与えられる容積を，主翼の面積と翼弦または翼幅との積で割った無次元の“尾翼容積”が大きいことが必要である。実機と比べて後方重心位置になるほど，図2.2-6に見られるように，水平尾翼容積が大きい。垂直尾翼容積は，上反角の大きい時に大きく，そして上反角が小さい時に小さい値にする。上反角が大きい割に容積が小さいと，後述の“ダッチ・ロール”に入り易いし，また上反角が小さい割に垂直尾翼容積が大きいと，“螺旋（スパイラル）不安定”に入ってしまう。

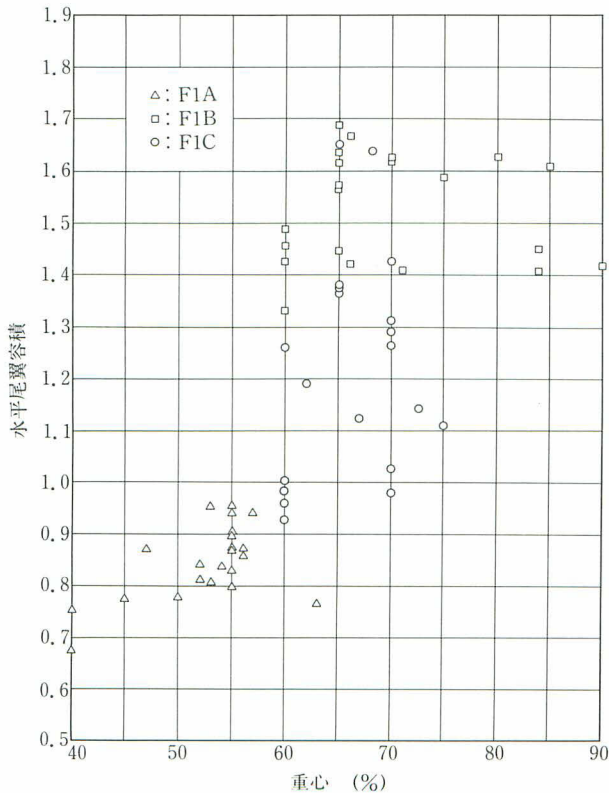



図2.2-6
自由飛行型機の水平尾翼容積（中井映一，1985）

また縦の安定の問題として次のような場合がある。尾翼は主翼の吹下し下にあるので，動力機がプロペラの推進力で急上昇している時，通常尾翼の負の揚力が作るモーメントで機体が釣合っている。プロペラの回転が止まると，パワーがなくなるので，上昇は下降に移るが，これが急激で頭ががくんと下がると，主翼が揚力を失い，途端に吹下しの影響が無くなって，尾翼の迎角が増し，頭下げモーメントは急増する。このため，頭を下げての突込みはますます深くなって回復が難かしくなるということがある。これを防ぐ一方法として，プロペラ推力軸を若干下に向ける“ダウン・スラスト”がある。つまり推進力のある高速時に頭下げのモーメントをプロペラで作っておくと，それが無くなった後ではその分頭上げとなって低速時の釣合いが保てるのである。

プロペラ

プロペラは回転しつつ前進することで推力を出す。運動量理論による推力の大きさとか，またプロペラの“ピッチ”と実際の進行距離との間に生ずる“滑り”については，第3章で述べる。ここでは模型機のプロペラの設計・製作に役立つことについてのみ扱う。

図2.2-7を参照して，半径方向の位置$r=Rx$にある翼素のピッチ角θと，実際に角速度Ωの1回転で進む距離$V\cdot(2\pi/\Omega)$とを1つの面に展開して見る。この図ではプロペラで誘導される回転方向の流速も，下流に向かう吹下し流も無視されて画かれている。半径r_A，r_B，およびr_Cに対応する各要素A，B，Cの迎角は，従って，それぞれ$\alpha_A=\theta_A-\phi_A$，$\alpha_B=\theta_B-\phi_B$，$\alpha_C=\theta_C-\phi_C$で与えられる（資料2.2-1参照）。通常，翼弦の向く距離のピッチpは一定でなく，半径位置で異なるので，一般に$x=r/R=3/4$点の値で代表する。

“ピッチ直径比”は，ゴム動力機で$p/D=1.0\sim1.6$程度，そしてエンジン機では$p/D=0.4\sim0.6$程度の値が多く使われる。図2.2-8にピッチ直径比に対する翼素のピッチ角θの値が示されている。

自由飛行型模型機には，ゴム動力機とエンジン機の2つがある。前者はゴムの放出エネルギー率，すなわちパワーが初めは大きいが徐々に小さく変化

図2.2-7
プロペラのピッチと滑り

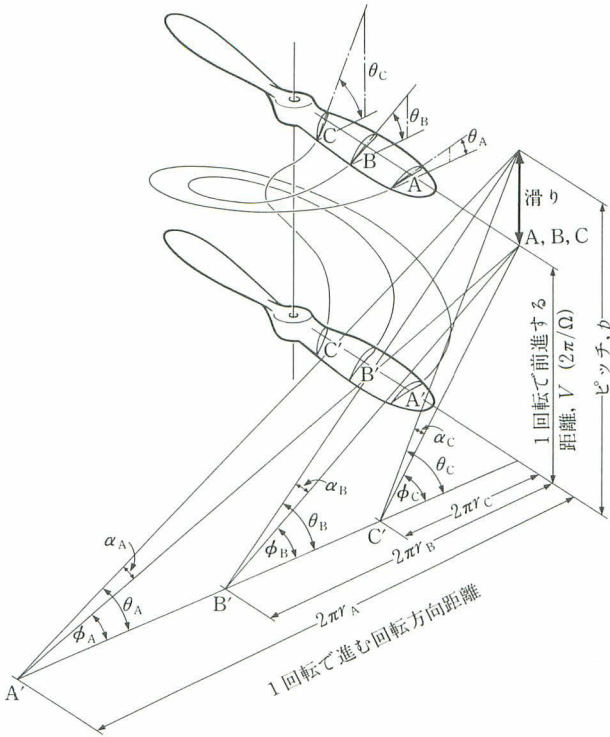
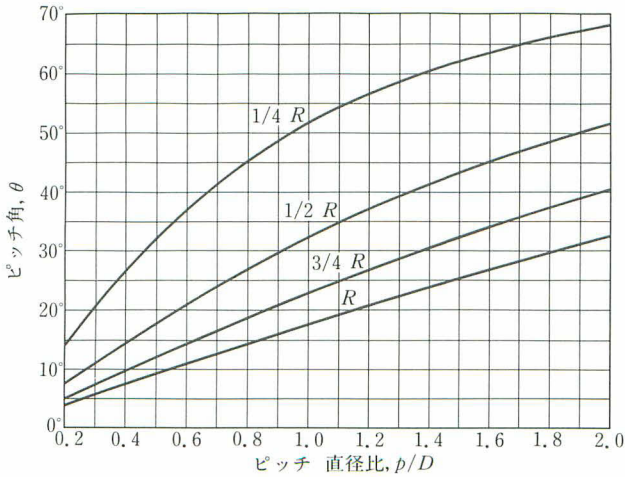



図2.2-8
ピッチ角とピッチ直径比

してゆくので，プロペラ直径を大きくし低い回転数で回すことで，そのエネルギーをあまり一気に吐き出させることなく，なるべく徐々にパワーを引き出してゆくようにする。しかもエネルギーを使い切った時点で，後述のようにクラッチを切り離し，プロペラを自由回転（“空転”）にして抗力を減らすか，折り畳んで抗力を無くし，飛行機をグライダーのように滑空させる。エンジン機では，高速回転で充分なパワーを短時間駆動するので，プロペラの直径は小さくなる。

機体形状で見ると，動力用のゴムが胴体内を前後に張られたゴム動力機では，主翼より前の頭部が長いのに対して，エンジン機では質量の集中した頭部が短かく，また直径の小さいプロペラのおかげで，脚も短くて済む。

プロペラの設計はなかなか大変であるが，ゴム動力模型機に合ったプロペラを削り出すには，昔は“マクスウェルのブロック”が便利に使われた。それは図2.2-9に示されるように，基本的には半径Rおよび翼端における厚みtと弦cとを知って翼端のピッチ角$\theta(x=1)$を決めるブロックを作り，それから対角線を結ぶ螺旋面を削って行くものである。このうち，半径Rと弦cは，機体とエンジンとの関係で選ばれる。

プロペラが出す推力は，後述するように，半径Rの4乗に比例し，それに必要なトルクは半径Rの5乗に比例する。そして何れも回転角速度Ωの2乗に比

資料2.2-1　プロペラ各要素の迎角とピッチとの関係

誘導流を無視した時のピッチ角θ，直径$D=2R$，角速度Ω，流入角ϕおよび迎角αの間の関係は次式で与えられる：

$$\left.\begin{aligned}\theta&=\tan^{-1}(p/2\pi r)=\tan^{-1}\{(p/D)/\pi x\}\\ \phi&=\tan^{-1}(V/r\Omega)=\tan^{-1}\{(V/R\Omega)/x\}\\ \alpha&=\theta-\phi\end{aligned}\right\}\qquad(2.2\text{-}1)$$

ここにp/Dは“ピッチ直径比”そして$V/R\Omega$は“進行率”である。誘導吹下し流の進行速度に対する割合が，ヘリコプターのローターほど大きくないので，上式ではそれが無視されているが，もしもそれを考慮するのであれば，Vを$V+v$（vは誘導速度）に置き換えれば良い。

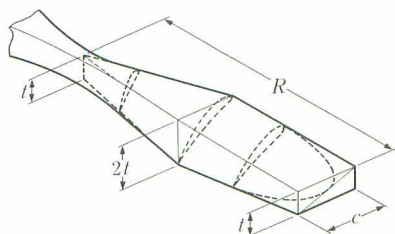
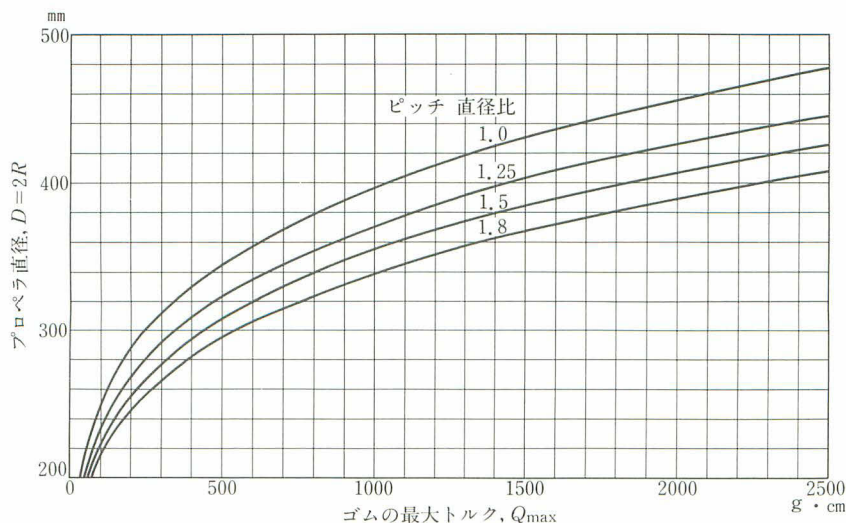
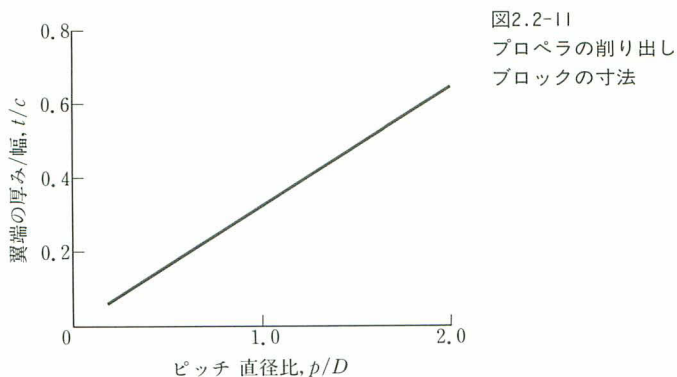



図2.2-9
マクスウェルのブロック

例する。また吸収するパワーは，半径Rの５乗と回転角速度Ωの３乗との積に比例する。木村秀政は，模型機に相応しいプロペラを簡単に決める方法を提案している。先ず回転速度としては，毎秒15回転のプロペラを考え，実用最大トルクとプロペラ直径$D=2R$との関係をピッチ直径比をパラメタにして，図2.2-10のように与えた。またピッチ直径比は，進行率 $V/R\Omega$の1.2倍程度に選ぶことをすすめている。さらに弦cと半径Rとの比c/R は，ゴム動力機で$c/R\cong0.3$，エンジン機で$c/R\cong0.2$前後あたりが無難としている。そこで図2.2-11を使って，翼端におけるブロックのt/cを求める。翼型は，例えばすでに表2.2-4に示されているクラークＹを使うと，下面が平坦で削り出しは楽であ

図2.2-10　プロペラ直径と最大トルク

図2.2-11
プロペラの削り出し
ブロックの寸法

る。

ゴム動力機では，ゴムのトルク変化に対して，最適なプロペラ・ピッチをどこに合わせるかという問題があるので，プロペラは自分で製作するのも楽しい。ピッチ直径比の異なるプロペラを３本ほど用意して飛ばして見て，その中のどれかを選ぶということになろう。

ゴム動力

ゴムは，１本のゴムの断面積Aの3/2乗に比例して，またゴム束の場合はその條数がk本の時はkAの3/2乗に比例してそのトルクQが増大する。ただし実

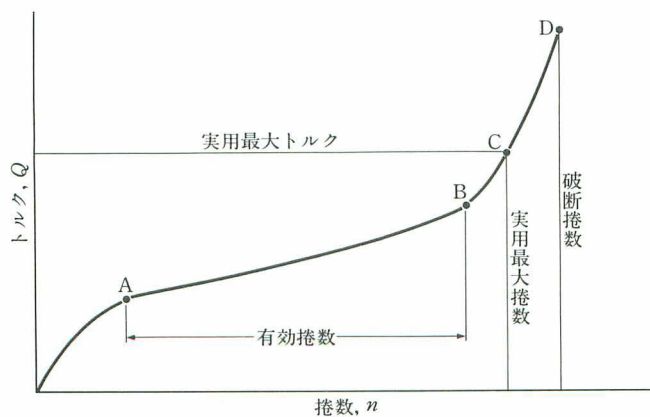



図2.2-12
ゴムのトルク
と捲数

用最大トルクQ_{max}はほぼ断面積kAに比例する（資料2.2-2参照）。さらに，図2.2-12に示されるように，捲数nに対しても，nを増すとトルクが強くなるが，その関係は一般に非線型で複雑である。図のように途中の線型部分(AB間)がなるべく平坦で長いことが望ましい。B点を越えてゴムを捲き込むと，ゴムが弛んだ時，元に戻らなくなるのでB点以上に捲かないことが重要である。ただし競技の時は，それを越えた実用最大捲数N_{max}まで捲いた時に得られる実用最大トルクQ_{max}を利用する。実用最大トルクは，一般に平均トルクQの３～４倍にもなるが，ゴム束としてはこの比はなるべく１に近い方が望ましい。D点まで捲き込んで破断が起こると，先ず機体を壊すことは間違いない。

ゴムの最大捲数は，ゴムの取扱い方によっても若干異なる。事前に充分洗浄した後に，潤滑液を塗って，埃(ほこり)がつかぬよう保持する。捲く時は，元の長さの３～４倍に引き伸ばしてから，ワインダーで捲き始め，捲き終わった最

資料2.2-2　ゴムの捲数，パワー，トルクの関係

１本のゴムの最大捲数n_{max}は，ゴムの長さℓに比例し，断面積Aの平方根に逆比例する。ゴムの條数がk本の時の実用最大捲数は，従って，

$$n_{max}=K\ell/\sqrt{kA} \qquad (2.2\text{-}2)$$

で与えられる。比例常数Kの値は，入手したゴムの一部を実験に供することで，簡単に求められる。Kは例えば長さℓを㎜で表したら，断面積Aも㎜²で表すことで無次元の一定値となり，通常$K=5$～9の範囲にある。

ゴム１gは約1kgf・m≅10Nm＝10JのエネルギーEを貯えることができる。今r gのゴムを捲いて，t秒での放出を考えると，その動力(パワー)Pは，ワット(W)または馬力(HP)で表すと次式で与えられる：

$$P=rE=r\times 10\text{J}/t\text{秒}=10r\text{W}\cong 0.0136r\text{HP} \qquad (2.2\text{-}3)$$

ただしこれは平均的な出力で，初期の出力は通常この数倍にもなる。

またr gのゴムをn回捲いた時の平均トルク$\overline{Q}$は，kgf・mまたはニュートン・メートル(N・m)で表すと次式を得る：

$$\overline{Q}=rE/2\pi n=r\cdot 1\text{kgf}\cdot\text{m}/2\pi n$$
$$=(1/2\pi)(r/n)\text{kgf}\cdot\text{m}\cong(5/\pi)(r/n)\text{N}\cdot\text{m} \qquad (2.2\text{-}4)$$

最大トルクQ_{max}はこの平均トルクの数倍になる。

表2.2-6　ゴム動力機の出力推定結果

種　　　　目	F 1 B	旧R級	CDH (クープ)	ライト プレーンA	F 1 D
全　重　量 (g)	230	165	80	25	2.5
ゴ ム 重 量 (g)	40	60	10	10	1.5
モーターラン (秒)	30	45	20	25	2000
平 均 出 力 (HP)	0.018	0.018	0.0067	0.0053	0.00001
最 大 出 力 (HP)	0.142	0.142	0.053	0.043	0.00008
平均馬力荷重 (N/HP)	130	93	120	47	25000
最小馬力荷重 (N/HP)	16	11.6	15	5.8	3130

(大村和敏：ゴム動力雑論, FF WINGS, 1989)

大捲数の時点で，長さが元の長さに戻るように，ワインダーを端末点に近付けて行くのが良い。また室内機では，なるべくトルク一定の飛行が望ましいので，最大捲数まで捲き込んでから少し戻して使うこともある。初めから使用捲数まで捲いた時のトルクより，巻き戻した時のトルクの方が小さいので全体が平坦となる。

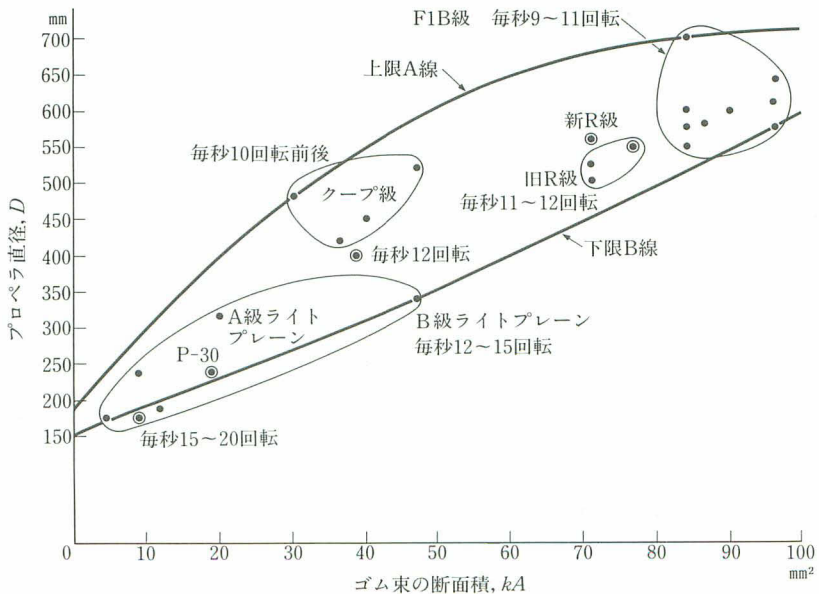



図2.2-13　プロペラ直径とゴム束の断面積(萱場達郎, 1980)

表2.2-6にゴム動力機の出力の推定結果が与えられている。また図2.2-13には，プロペラ直径$D(=2R)$ とk本のゴムの断面積kAとの関係の目安を与える萱場達郎の作った統計値が示されている。

室　内　機

ゴム動力機でも，室内で飛ばすものを，図2.2-14に示した。この手の機体は通常30分前後の滞空時間を持つ。小パワーで長く飛ばせるための骨(こつ)は，軽量化による低速飛行である。

軽量化を可能にしているのは材料で，骨組には軽量木材であるバルサ（比重0.05～0.15），翼やプロペラ用の膜面にはセルローズ系のマイクロ・フィルム（厚さ１μm以下），そして張線のためには細いタングステン線（直径20μm前後）が用いられる。

FAIの規定によるF1D級では，表2.2-2にも示されているように，ゴム動力を除く機体重量が１円のアルミ硬貨の目方1g以上で，主翼の翼幅が65cm以下と定められている。

飛行を左右する大きな要因が室内の風。何しろ翼面荷重が野外機に比べて２桁低いので，飛行速度が下がって，0.5m/sという低い値になる。そこでちょっとした（例えば人が歩いた程度の）風でも機体は揺れるし，室内の気流はその飛行に微妙に影響する。途中で壁に当たっても，機体の弾力で，ゆっくり弾ね返りながら向きを変えて行くのは見ていて楽しい。競技会では壁に直接当たらぬよう向きを変えるための風船が用意されている。

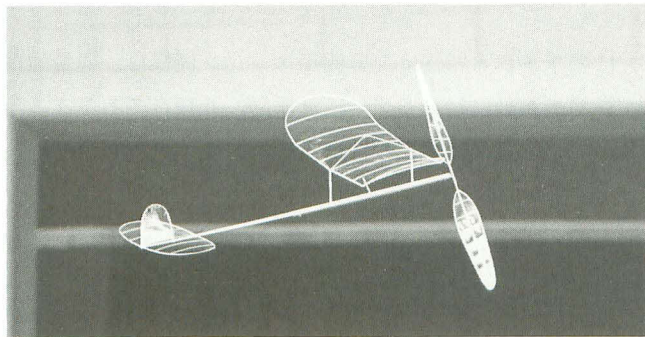



図2.2-14
室内機

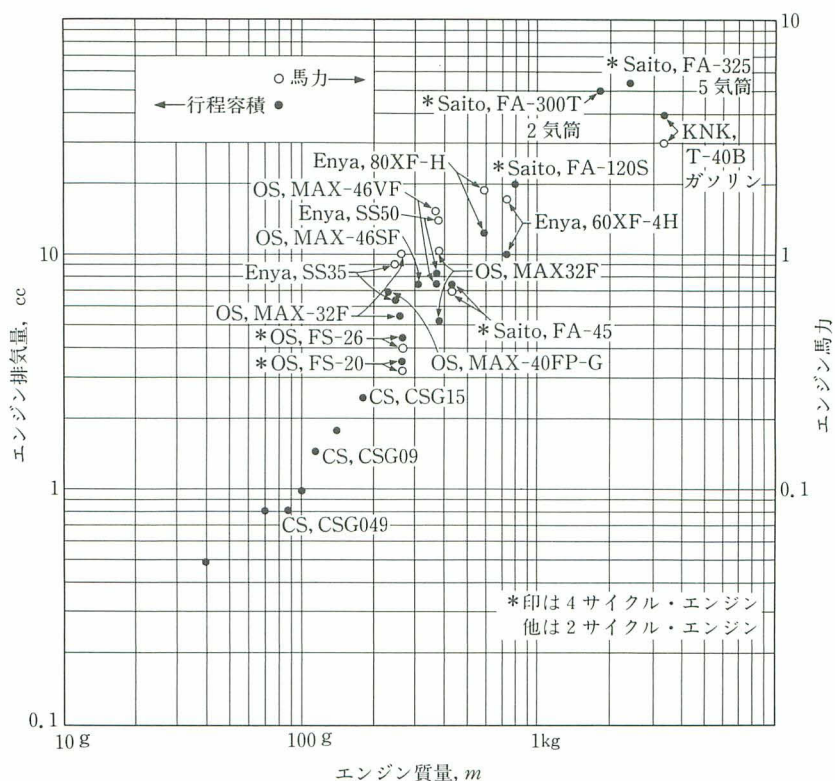



図2.2-15　模型機用エンジンの特性

模型機用エンジン

模型機用エンジンに要求される特性は，実機用エンジン同様に，軽量強馬力で，始動・整備が容易，運動に対してタフ，低振動，低騒音であること等である。図2.2-15はエンジン質量に対する排気量と馬力のカタログ値を画いたものである。

表2.2-7　第2回電動モーター・グライダー世界選手権出場機の機体データ

順位	氏　名	国　名	年齢・RC歴	模　型	設計者	主翼スパン (mm)	全長 (mm)	主翼面積 (dm²)	主翼面積 (dm²)	アスペクト比	総重量 (g)	主翼面積重 (g/dm²)	FAI 翼面荷重 (g/dm²)	主翼断面
1	ルードルフ・フロイデンターラー	オーストリア		サンフライ	自設計	2400	1100	40	45	14.40	3280	82	72.89	E387改
2	ウルス・レオドルター	スイス	21・10		自設計	2530	1200	46.3	51	13.82	3280	70.84	64.31	自設計
3	ノルパート・ヒュブナー	西ドイツ	36・30	ルチファ2	自設計	2400	1300	44	49	13.09	3250	73.86	66.33	E201改9.5%
4	エウジェニオ・パリアーノ	イタリア	44・18	カンカン88	自設計	2400	1250	41.56	46.41	13.86	3240	77.96	69.81	RG12A1.8/8
5	ヘルムート・キルシュ	オーストリア	41・25	ヴルカノ	自設計	2540	1200	42.20	47.90	15.29	3344	79.24	69.81	Girsberger
6	ハンス・ゾンマーアウア	オーストラリア	29・15		自設計	2400	1160	46.80	51.50	12.31	3500	74.79	67.96	RG15改
7	フランツ・ヴァイスゲルパー	西ドイツ	35・20	アリアン4	自設計	2496	1243	47.20	51.20	13.20	3400	72.03	66.41	自設計
8	セルジオ・リッツォ	イタリア	48・13	ガット	自設計	2130	1180	36	40	12.60	2900	80.56	72.50	RG15
9	ハンス・ルドルフ・リュディ	スイス	27・20		自設計	2450	1210	44.03	49.23	13.63	3250	73.81	66.02	RG15/2.2
10	ペーター・ヴァンドールン	ベルギー	25・8	ノヴァ＋	自設計	2460	1240	41.30	45.80	14.65	3020	73.12	65.94	RG15A2/11
11	ジェリー・ブリッジマン	アメリカ	25・5	スナイブエレクトリック	自設計	2388	1346	43.02	50.83	13.25	3402	79.08	66.93	E224
12	アルフレッド・ヒツラー	西ドイツ	39・30	ロッキー	自設計	2350	1270	37	42	14.93	3000	81.08	71.43	RG14AX
13	スティーヴ・ニュー	アメリカ	31・15		自設計	2400	1346	45.28	50.37	12.72	3500	77.30	69.48	E224
14	ハンス・アンドレス	スイス	30・15	シュヴーディ	自設計	2600	1230	48	53	14.08	3400	70.83	64.15	RG12A1.8/9
15	ヴェルナー・ハウア	オーストリア	24		自設計	2300	1150	40.20	47.24	13.16	3450	85.82	73.03	HT1186
16	ヤーブ・ヴィス	オランダ	25・11		自設計	2300	1200	47	50.47	11.26	3200	68.09	63.40	HA205
17	ペーター・カイム	オランダ	41・22	フラッシュIV	自設計	2345	不明	42.95	48.65	12.80	3320	77.30	68.24	HQ2改
18	マルシャル・ルグー	フランス	40・11	マップ	自設計	2350	1250	42.38	48.59	13.03	3620	85.42	74.50	RG14
19	リック・リュイジンク	オランダ	44・15	ペガサスI	自設計	2300	1150	42.20	47.20	12.54	3250	77.01	68.86	RG15
20	フェリックス・ヴァイヴァス	アメリカ	58・5	MCスペシャル	自設計	2642	1067	45.15	50.20	15.46	3720	82.39	74.10	E224
21	ジョン・アダムス	オーストラリア	37・17	アサシン	自設計	2430	1550	41.50	46	14.23	3330	80.24	72.39	RG15
22	ピーター・パイン	オーストラリア	44・30	マラガラIV	自設計	2650	不明	42.40	48	16.56	3650	86.08	76.04	HE1509
23	マイク・グーレット	イギリス	40・26	アンブリフェイ150	自設計	2540	不明	51.30	57.62	12.58	4100	79.92	71.16	ゼーリック4233
24	マルコ・チェカルリ	イタリア	48・18	イヴァーレ	自設計	2480	1280	44.30	49.50	13.88	3366	75.98	68	RG15
25	ロジャー・ウィンザー	イギリス	36・10	フェイタリスト	自設計	3000	1140	51.30	56.34	17.54	3700	72.12	65.67	ゼーリック3021
26	スティーヴン・メンタム	イギリス	47・12	ゴッドフライ	自設計	2213	1140	49.46	56.08	9.90	4000	80.87	71.33	ゼーリック2027
27	ペル・アクセル・エリアソン	スエーデン		エレクトロ・キング	Müller	2450	不明	不明	不明	不明	4000	不明	不明	HQ2/10

（本多律理：ラジコン技術）

1 cm² ≅ 10^{-4} m²,　1 g/dm² = 10^{-1} kgf/m² ≅ 1N/m²

図2.2-16
電動滑空機
（設計：吉岡嗣貴）

電　動　機

電動モーターと蓄電池の性能が著しく進歩するにつれて，RC電動機の性能が急上昇した。F3E機のモーター・グライダーのみの第１回世界選手権大会が1986年にベルギーで，そして第２回が1988年に米国で開催された。電動モーター・グライダーの機体の例が図2.2-16に，第２回大会参加機の諸元が表2.

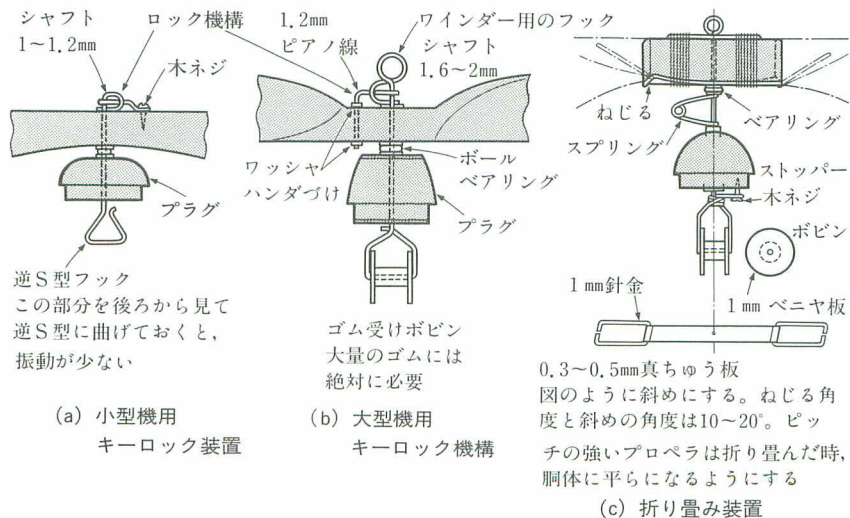



図2.2-17　空転装置と折り畳み装置の基本的な機構（萱場達郎，1980）

2-7に示されている。この競技は，1回の飛行に2つの“タスク”が課せられる。すなわち(a)距離は3分間以内150mのコースを滑空で数多く往復するもので，また(b)滞空は距離タスクを終了した機が，最大高度3mの“ロー・パス”飛行を行った後，着陸することなく，直ちに滞空プラス指定地精密着陸を5分で行うことである。滞空タスク実施中にモーターを駆動すると，その時間分減点の対象となる。

プロペラの空転装置と折り畳み装置

ゴム動力機で，動力が無くなった時，有害抗力となるプロペラを，空転させて抗力を減らすか，折り畳んでほとんど抗力を無くすことができる。図2.2-17にそれ等の装置が示されている。プロペラを空回りさせる“キー・ロック”式と呼ばれる(a)小型機用と(b)大型機用の“空転装置”では，駆動トルクが無くなるとプロペラが前進による前からの風で自動回転をすることを利用してロックを外す。また(c)は普通に用いられる“折り畳み装置”で，ゴムの弛(ゆる)みで張力が減ると，ストッパーの木ねじに突起が当たってプロペラの回転が止まる。その結果，それまで遠心力で開いていたプロペラが空気力に負けて，折り畳みヒンジで後方へ折られるものである。

§2.3　固定翼機の運動

運動能力

飛行機，特にアクロバットをするような練習機や戦闘機等と同様に，模型機にも極めて高い運動性を要求されるものがある。その運動性とは何かというと，前後および上下の加速力，上昇力，および旋回能力であろう。このうち，前方加速力と上昇力は，エンジンの出す推力Tと，機体の抗力Dとの差で与えられる“余剰推力”$(T-D)$が物をいう。

図2.3-1に(a)定常上昇飛行の場合と，(b)非定常上昇飛行の場合の固定翼機に働く力の関係を示した。図および資料2.3-1に見られるように，ある与えられ

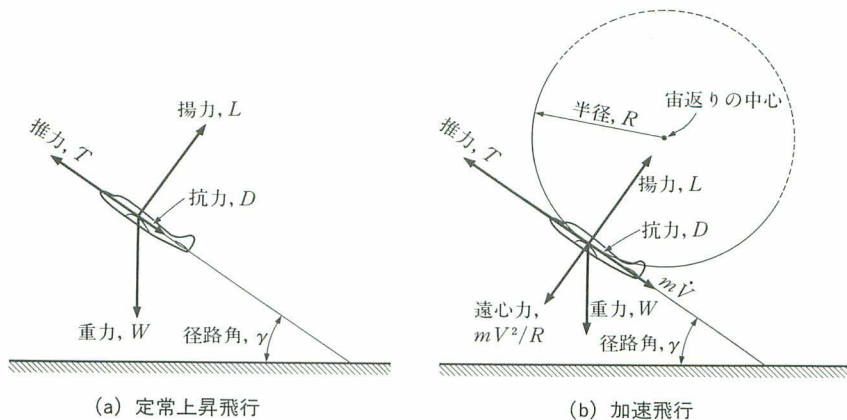



図2.3-1 飛行機の対称面内の力の釣合
(機体のピッチ角$\Theta \cong$径路角γを仮定)

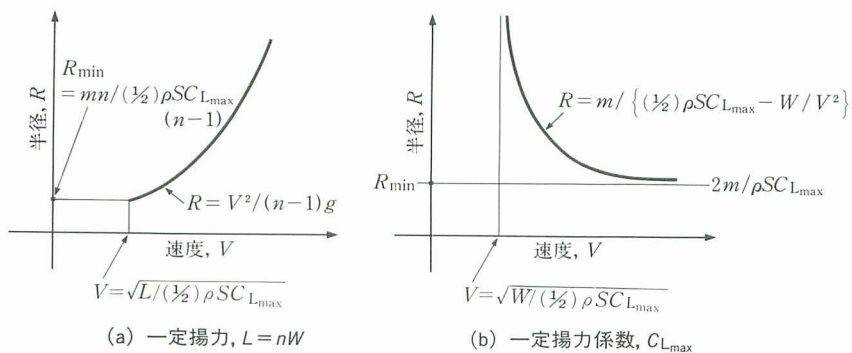



図2.3-2 宙返りの半径(水平時, $\gamma = 0$)

た質量mの機体に対して,(i)余剰推力が大きいと上昇角γは大きくなり,また(ii)上昇角の無い時($\gamma=0$)では,揚力Lと重力Wとの差が,上下の加速力の元になる“求心力”を作って,速度V,半径Rの宙返り飛行へ移行する。この時求心力と釣合うのが,円運動の慣性力である“遠心力”mV^2/Rである。ある与えられた求心力すなわち揚力L,または荷重倍数$n=L/W$に対して,速度Vが速ければ宙返りの半径Rは大きくなる。一方,ある与えられた揚力係数,例えば最大揚力係数$C_{L_{\max}}$に対しては,図2.3-2に見られるように,速度

が大きい方が，旋回半径は小さい。

一方径路角γが一定($\gamma \neq 0$)の上昇直線飛行では，前後方向の加速度は余剰推力を重力で割った“余剰推力率”（“SET”）が大きいほど加速は早い。

次に旋回飛行を考えてみよう。図2.3-3または資料2.3-2の結果から，次のことが判る：(i)与えられた飛行速度Vに対して，荷重倍数$n=L/W$が大きくとれるとバンク角ϕは大きくなり，旋回半径が小さくなる，(ii)与えられた

資料2.3-1　上昇飛行中の力の釣合い

図2.3-1(a)に示されているように，定常上昇飛行中の航空機の力の釣合いは，

$$T-D=W\sin\gamma \tag{2.3-1a}$$

$$L=W\cos\gamma \tag{2.3-1b}$$

で与えられる。上式の比を作ると，

$$\tan\gamma=(T-D)/L \tag{2.3-2}$$

上式から“余剰推力”$(T-D)$が大きいと，径路角γが大きくなること，またγが大きくなると，揚力Lは小さくて済むことが判る。

一方，図2.3-1(b)に示されている加速飛行では，

$$T-D=W\sin\gamma+m\dot{V} \tag{2.3-3a}$$

$$L=W\cos\gamma+mV^2/R \tag{2.3-3b}$$

上式から，余剰推力が重力成分$W\sin\gamma$よりさらに大きいと，加速飛行$\dot{V}>0$となり，また揚力Lが重力成分$W\cos\gamma$より大きければ求心力$L-W\cos\gamma$が正となり，従ってそれが遠心力mV^2/Rと釣合うことが判る。水平飛行($\gamma=0$)の時，前後方向の加速度および上下方向の加速度を，重力の加速度gで割った無次元量“G”を単位として表した時，それぞれ余剰推力率SETおよび“荷重倍数”nと呼んだ。ここで再びSETを次式で定義する。

$$\mathrm{SET}=\dot{V}/g=(T-D)/W \tag{2.3-4}$$

$$n=1+V^2/Rg=L/W \tag{2.3-5a}$$

式(2.3-5a)はさらに

$$R=V^2/g\ \{(L/W)-1\}=V^2/(n-1)g \tag{2.3-5b}$$

と書き直せる。また揚力係数C_Lを使って，$L=(½)\rho VSC_L$から

$$R=1/\ \{(½)(\rho SC_L/m)-(g/V^2)\} \tag{2.3-6}$$

とも書ける。これ等の関係を画いたのが，図2.3-2である。

(a) 鳥瞰図　　(b) 回転面後方より見た力の釣合い

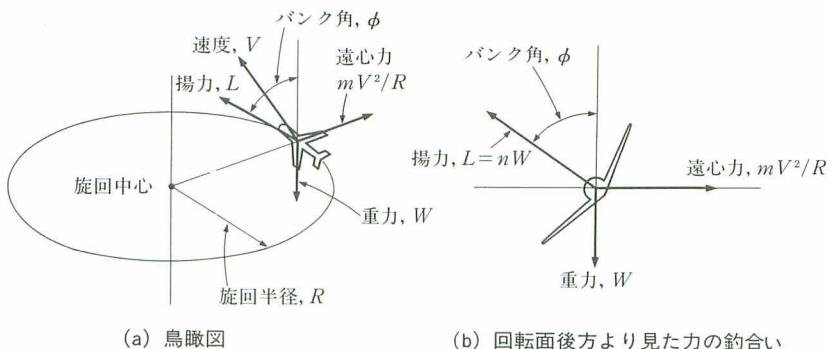



図2.3-3　定常旋回飛行

荷重倍数nに対しては，速度がおそいほど旋回半径は小さくなる，そして(iii)与えられた揚力係数，例えば最大揚力係数$C_{L_{max}}$では，速度が速いほど旋回半径は小さくなる。

このように，前後の加速性より上下の加速性を示す荷重倍数nが直接旋回性能に影響を与えるが，前後の加速性を示す余剰推力率SETは，実は旋回時に大きい$C_L=C_{L_{max}}$に伴う大きい抗力$D=(1/2)\rho V^2S\{C_{D_0}+(C_L{}^2/\pi A\!\!R_e)\}$に対

資料2.3-2　旋回飛行中の力の釣合い

図2.3-3を参照して，“横揺角”（“バンク角”）ϕの定常水平旋回中の力の上下と左右の釣合いは，

$$L\cos\phi=W \qquad (2.3\text{-}7a)$$

$$L\sin\phi=mV^2/R \qquad (2.3\text{-}7b)$$

で与えられる。これから，荷重倍数nを使って

$$\phi=\tan^{-1}(Rg/V^2) \qquad (2.3\text{-}8a)$$

$$R=V^2/g\tan\phi=V^2/g\sqrt{n^2-1} \qquad (2.3\text{-}8b)$$

を得る。さらに揚力係数C_Lを使うと(2.3-8b)は次のように書き換えられる：

$$R=1/\sqrt{\{(1/2)\rho SC_L/m\}^2-(g/V^2)^2} \qquad (2.3\text{-}9)$$

この関係式は，同じ水平（$\gamma=0$）飛行の状態である，先の宙返りの式(2.3-6）に対応する。従って，図2.3-2(b)の関係と似た形のものが得られる。

抗して$T=D$にするのに用いられているのである。その他，運動性能を高めるには，荷重倍数nの方向を定める回転速度が問題になるが，それについては後述する。

垂直面内の運動

定常水平飛行状態から，何等かの原因で機体の頭が上がって迎角が大きくなると，機体は主翼の揚力が増えて若干上昇する。しかし，水平尾翼の揚力も増えるので，重心からの距離が遠い水平尾翼は，その揚力増加分だけ重心周りに頭下げの“復元モーメント”すなわち負の方向の“縦揺モーメント”

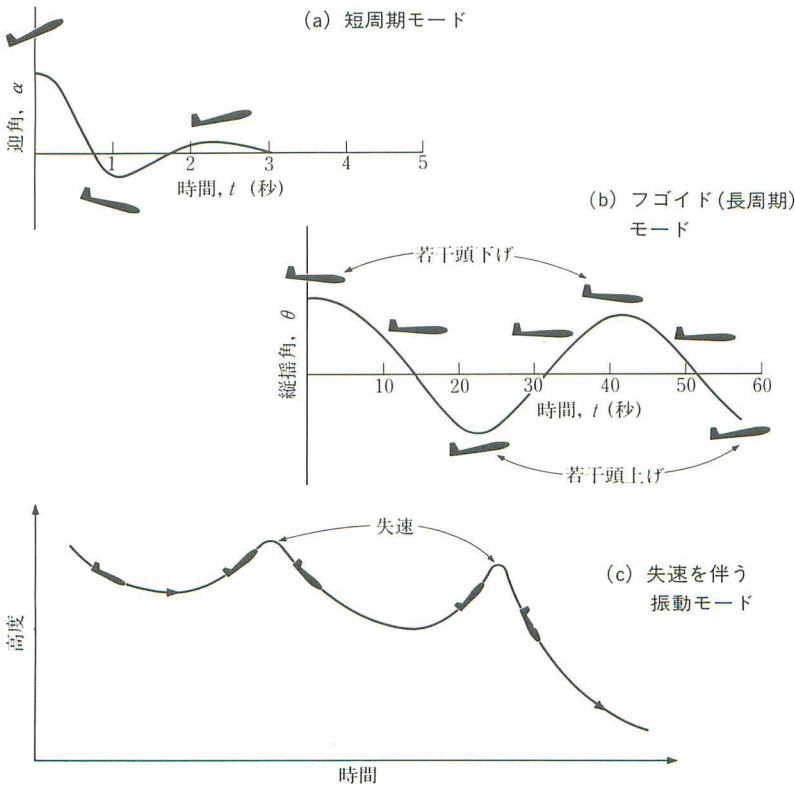



図2.3-4　垂直面内の運動

を作る（主翼は揚力増分は大きいが，通常重心近くにあるので，モーメントへの貢献は少ない)。このため，頭下げの“縦揺運動”が起こって，揚力も減少し，元の定常状態に戻ろうとする。機体の姿勢や迎角の変化に関わる運動は，素早く変化し減衰するので“短周期モード”の振動と呼ばれる。しかし初めの頭上げで，一旦上昇した機体は，そのことで速度を失い，それによって揚力が減少して，降下が始まる。それが暫く続くと，重力で速度がついて来て，すなわち高度（位置）のエネルギーが運動エネルギーに変わって，再び揚力が増してまた上昇に転ずる。このような重心位置の上下の振動は一般にゆっくりしていて，しかも形態の美しい高性能の機体ほど減衰が悪く，通常のジェット機は一般に収斂しない。そして この運動は，(非線型空気力のために）長い周期の“リミット・サイクル”に入る。こういった長周期の振動

(a) 高翼機

(b) 低翼機

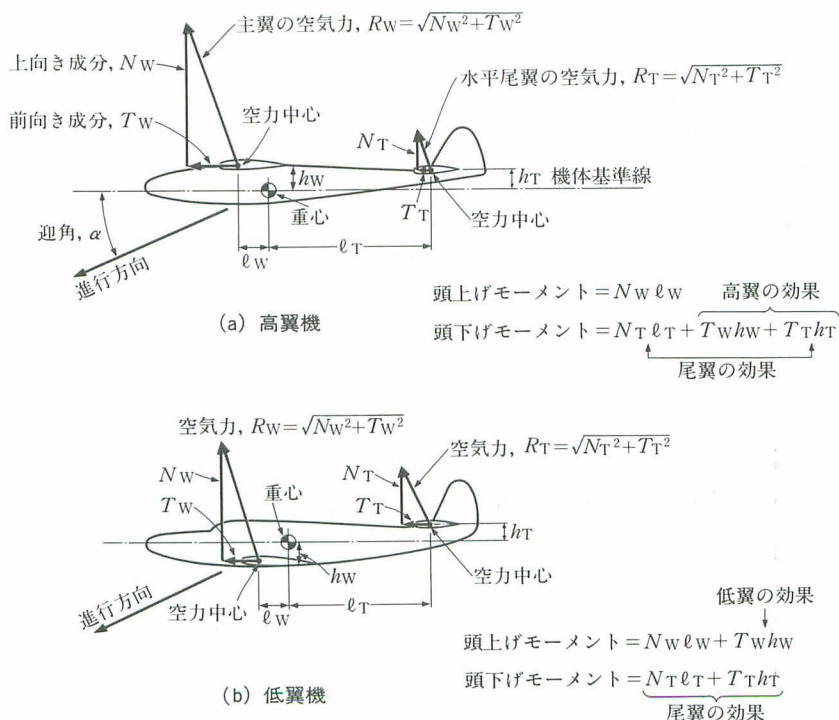



図2.3-5　高翼機と低翼機の復元モーメントの違い

を“長周期モード”または“フゴイド・モード”の運動と呼ぶ。このモードは，特に上昇飛行中にそれが生ずると発散し，降下飛行中では収斂に向かう。図2.3-4は，垂直面内におけるこれらの(a)短周期と(b)長周期の運動の特徴を示したものである。また(c)には特に模型飛行機で陥り易い運動の典型的な例が示されている。この運動は，重心が後方過ぎるか，尾翼の取付角が小さ過ぎて釣合迎角が大きい時に入る。機体は徐々に頭が上がって，上昇し，やがて頂上で失速して頭が下がり，降下加速する。速度がついて来ると，揚力が増して下に凸の径路を画きつつ，やがて上昇に移る。速度を失いながら上昇を続け，再び頂上に達して失速する。今度は前より烈しい失速で，頭をガクンと下げて降下加速に入る。これを数回繰り返してやがては墜落するというもので，前記リミット・サイクルが発散してゆく例である。

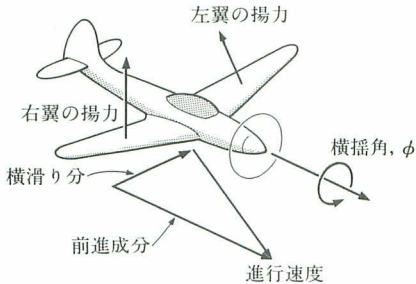
なお水平尾翼が主翼の前方にある“先尾翼機”では先尾翼の揚力が負の復元モーメントを作るので，先尾翼機は固有安定性に問題が残るものがある。

また高翼機と低翼機と比べると，高翼機の方が縦安定が強い。それは図2.3-5(a)に示されるように，高翼機は重心より上方に翼があるので，迎角が大きくなった時に翼に働く揚力の翼弦に，平行な接線力が前向きに働いて，頭下げの安定モーメントを作るからである。これに対して，図2.3-5(b)に示されるように，低翼機では，迎角が大きくなった時，重心の下の翼の前向き接線力が頭上げとなって不安定モーメントを作る。

水上機は，水しぶきを避けるために，高翼を採用する。従って迎角の大きい時の復元力の増加が低翼機より大きいので，水平尾翼の面積は，一般に低翼機のそれよりいくぶん小さ目に作られている。

垂直面外の運動

固定翼機が，定常水平飛行状態から，何等かの原因で，機体の頭が，例えば左に振れると，垂直尾翼のおかげで，状態を元に戻そうとする復元モーメントが発生する。これを“風見安定”または“矢羽安定”という。このモーメントで機体は頭を右に振り，少し行き過ぎてから今度は再び頭を左に振るという振動となる。この振動は，通常，主として垂直尾翼のおかげで減衰す

図2.3-6
横滑り時の空気力

る。

一方，機体が何等かの原因で，例えば右へ倒れた場合，どうなるかというと，そのままでは，これまでのような復元モーメントは発生しない。右横に倒れた機体は，重力で右へ滑って行く。この時，図2.3-6に示されているように，機体の主翼の両端が上方に上がっているような“上反角”があると，この滑り運動で，右翼の揚力が左翼の揚力より優って，機体を左へ戻す復元モーメントが発生する。こうして左へ機体が戻ろうとするのだが，ここで垂直尾翼の面積が主翼の上反角の大きさに対して，(ｉ)充分大きい時と，(ii)充分小さい時の２つの極端な場合で，その後の運動が異なって来る。

(ｉ)の場合，横滑りで右から風が入って来るので，機体は風見安定で右へ向いて行く。このため右主翼の揚力の増しは減らされ，左主翼の揚力は増して，先に生じた復元モーメントは打ち消され，かつ機体が右に傾いたままなので，揚力が重力に負けて，図2.3-7(a)に示されるように，機体は右へ回り込みながら降下して行く。この運動を“螺旋不安定モード”という。

(ii)の場合，横滑りで生ずる風見安定が不充分で，右へ滑ったまま，機体の横揺復元モーメントで今度は左へ傾きが戻る。そしてこの動きは行き過ぎて，余分に左へと傾くと共に左へ滑って行く。ある時点で前と同じように，ただし今度は右への復元モーメントが生ずる。このようにし左右への横滑りと，それに伴い機首を左右に振る“偏揺運動”とが，機体の左右への傾きを繰り返す“横揺運動”と連成して，図2.3-7(b)に示されるような“ダッチ・ロール・モード”と呼ぶ振動となる。

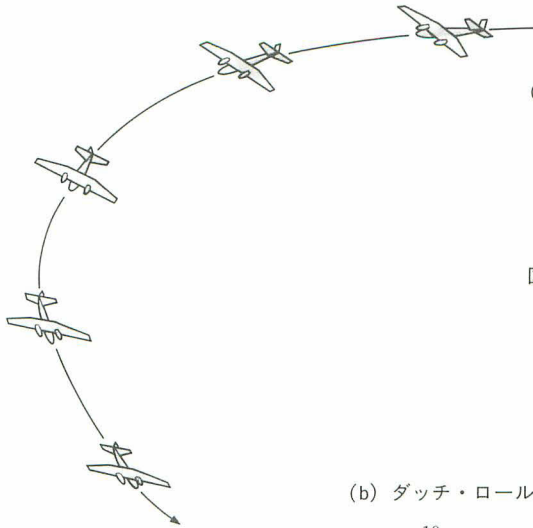



図2.3-7　垂直面外の運動

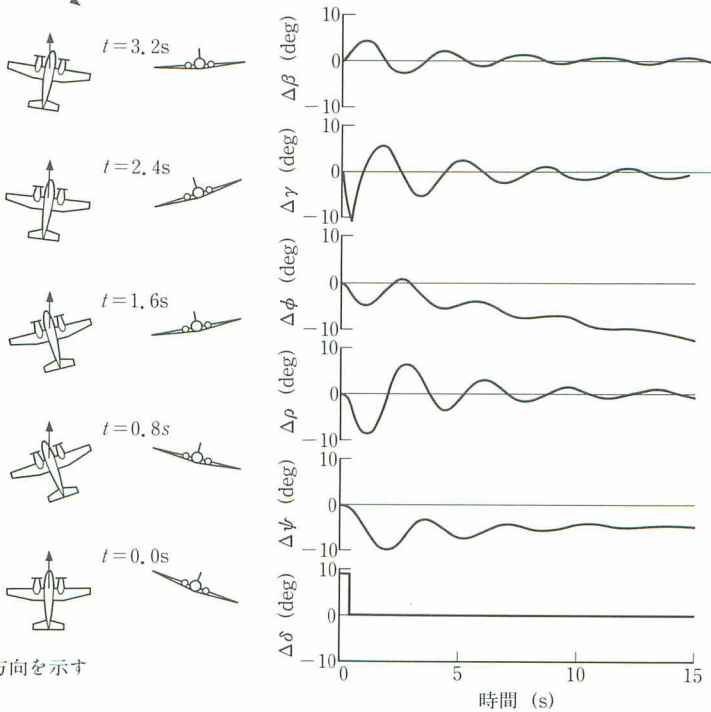



表2.3-1　固定翼機の静安定

項　目	概　　　　要
速度安定	速度が増すと，推力より抗力の増しが大きく，減速する。
迎角安定	通常，水平尾翼のおかげで，迎角が増すと頭下げの復元モーメントが発生して，姿勢を元へ戻そうとする。
方向安定	通常，垂直尾翼のおかげで，横滑りすると滑った方向に機首が向く（矢羽安定）。
横滑り安定	上反角効果で滑りを止めることができる。

表2.3-2　固定翼機の動安定

項　目	概　　　　要
迎角角速度安定	迎角変化に伴う吹下し変化が水平尾翼に遅れて及ぶので，減衰モーメントを与える。
縦揺角速度安定	縦揺運動に伴い水平尾翼が団扇（うちわ）のように煽（あお）がれて減衰モーメントを与える。
横揺角速度安定	横揺運動に伴い主翼が煽がれて減衰モーメントを与える。
偏揺角速度安定	偏揺運動に伴い垂直尾翼が煽がれて減衰モーメントを与える。

実際の機体は，上の両極端の運動の何れもがあまり強く表れない程度に上反角と垂直尾翼面積との関係を適当に定める。以上は直線翼で話を進めて来たが，それでは後退翼の機体はどうか。

後退翼機が，何等かの原因で右へ倒れた場合，右への横滑りに伴い右翼が流れに正対するので，左への復元モーメントは直線翼より大きく働くことになる。従って空力的な上反角効果が強いので，後退角が大きい機体ほど，その幾何学的上反角は小さくなっている　表2.3-1と-2に固定翼機の“静安定”と“動安定”の特徴をまとめて示した。前者は姿勢の変化に対する復元性について，そして後者は変化の速度に対する減衰の程度についての安定性の目安である。

操舵応答

図2.3-8に通常の形態の飛行機の操縦用の舵とその応答に当たる角変化とを示した。先ず“昇降舵”について述べる。“操縦桿”の前後の動きに伴って，

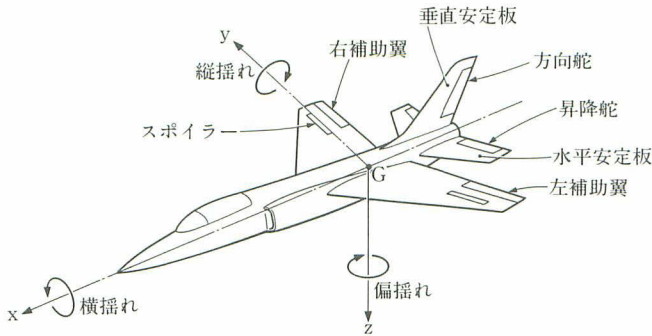



図2.3-8
操舵システムと操舵応答

昇降舵の後縁のみが上下に折れ曲がる（または水平尾翼全体の後縁が上下する）という舵で，当然下に折れれば，翼に上に凸の反りが付いて揚力が増し，上に折れれば下に凸の反りが付いて揚力が減少する。その舵の効きを示す"縦揺モーメント"は，やはり水平尾翼容積が大きいほど大きくなる。

巡航状態での飛行中，上げ舵をゆっくりと小さい操舵量で行うと，頭上げの運動が生じて迎角が増す。しかし，短周期振動後の"釣合迎角"になっても，推力（または動力）を増さない限り，径路角が変わって機体が上昇して行くというようなことにはならない。逆に小さい下げ舵では，頭下げの運動が生じ，機体の迎角は減って，若干の降下加速飛行となる。積極的な径路角の変更には，推力または動力（パワー）の入出力が必要である。

昇降舵の動きに対する機体の姿勢の変化は，重心位置で異なる。すなわち図2.3-9に示されるように，(a)重心が前方にあると，迎角の増減に対する復元モーメントの大小，すなわちモーメントの傾斜が大きく（静安定は大），このため大きい操舵に対しても，釣合迎角の移動が少なく，舵の効きは良くない。これに対して(b)重心位置が後方だとモーメントの傾斜が小さいので（静安定は小），操舵を小さくとっても，釣合迎角が大きく変わって，舵の効きは鋭敏である。素早い大きな昇降舵操舵に対しては，機体の運動は著しく，径路角も大きく変わる。例えば充分加速しておいての上げ舵では宙返りに入ると共に速度が低下して行く。

なお最近は，前述のように，昇降舵ばかりでなく，水平安定板そのものの取付角が変わるようになっていて，"安定板"(stabilizer)と昇降舵(elevator)

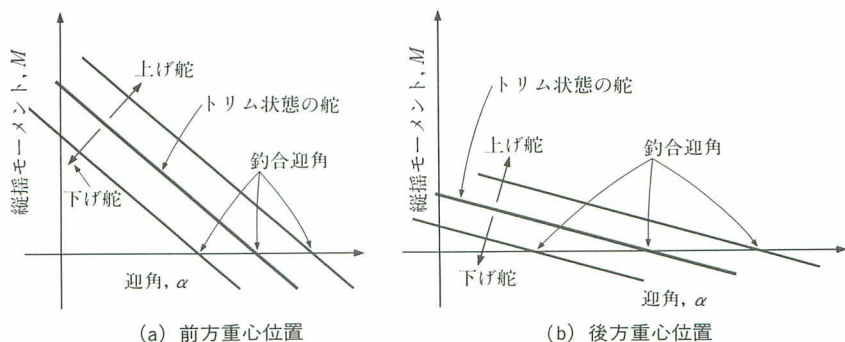



図2.3-9　舵の効き

とが共に動いたり，昇降舵が無かったりしている。またさらに，その安定板が左右別々に動くことで，後述の補助翼の代りをすることができるのもある。そこで操舵安定板を“スタビレーター”(stabilator)と呼ぶ。

次に“ペダル”を左右何れかに踏み込むことで，垂直尾翼の後縁を左右何れかに折り曲げる操舵を“方向舵”の操舵という。右に折れ曲がると，方向舵は左に凸に反るので，揚力が左向きに生じ，機首を右へ振る“偏揺モーメント”を発生する。大きい偏揺モーメントは，大きい垂直尾翼容積から得られることも理解されよう。機首が右へ向いても，発生する横力は相変わらず小さいので，そのままでは径路の変更にはならず，機体は左へ滑った形で，ほぼ直進する。横滑りによる右への横揺運動が発生して，初めて左への滑りは止まるのである。従って，方向舵で旋回するのは特殊な場合で，実機では一般に次の操舵が用いられる。

主翼の翼端に近く後縁を左右の翼で上下喰い違いに折り曲げる舵を“補助翼”操舵という(図2.3-8参照)。この操舵で，例えば右翼の後縁を下に，そして左翼の後縁を上に折り曲げると，左への“横揺モーメント”を発生する。それで得られた左への傾きを，舵をある程度戻すことで(“当て舵”)ある量のバンク角ϕで止めることができる。その時同時に上げ舵をとって釣合迎角を大きくすると，揚力が増して求心力が増大し，図2.3-3に示した旋回飛行に入る。ではこの時方向舵は何をするかというと，横滑りを止める“調和のとれ

た旋回”（または“釣合旋回”）を行うために，横滑りによる左への加速，すなわち旋回計のボールのずれを無くして，中立位置にするために用いられる。ただし滑空機のような翼幅の大きい機体では，回りたい方向への初動の偏揺運動を与えるために，方向舵操舵も補助翼と同時に与えるのが良い。

補助翼が下がって揚力が増した方の主翼は，同時に抗力も増すので，例えば前記の左旋回のための補助翼操舵の場合，左への横揺モーメントに伴い，機首を右に振ろうとする逆のモーメントの“アドヴァース・ヨー”を発生する。そこで，補助翼の代りに翼弦にほぼ垂直に立つ“スポイラー”を操舵して，今の例では左翼の揚力を下げると，左へ倒れる横揺運動が発生すると共に，スポイラーの抗力で機首を左へ振るモーメントの“プロヴァース・ヨー”を生じて，旋回を助長してくれる。そこで，実機では最近旋回にはスポイラーを利用することが多くなった。

主翼後縁を，主翼の翼幅の中央部も含めた広い範囲にわたって，下に折り曲げる舵を“フラップ操舵”という。フラップは元もとが，主翼の上へ凸の反りを増すことで，揚力と抗力の増加，特に最大揚力係数の増加を計り，離着陸時（特に着陸時）の速度を落とすことのために採用されたものである。しかし，その操舵で直接揚力を増減できるので，機体の径路変更の操舵に使える。昇降舵操舵では，一旦縦揺モーメントを発生して機体の姿勢を変えて迎角を増した結果，揚力が大きくなるという時間遅れのある操舵である。これに対してフラップ操舵は，直接，瞬時に，揚力が増す“直接揚力操縦”なので，応答が早くて便利である。特にこの操舵が使えると，着陸時に機体を，地上から放射される航法設備の飛行径路電波に乗せ易い。それは昇降舵操舵では容易でない操縦が，ヘリコプターのように直接の揚力制御で容易に行えるようになるという利点があるからである。

アクロバット

実機の曲技飛行（“アクロバット”）の例を図2.3-10(a)に示した。模型機も同じ飛行を行うことができる。1991年の世界選手権F3Aにおけるタスクを図2.3-10(b)に示した。

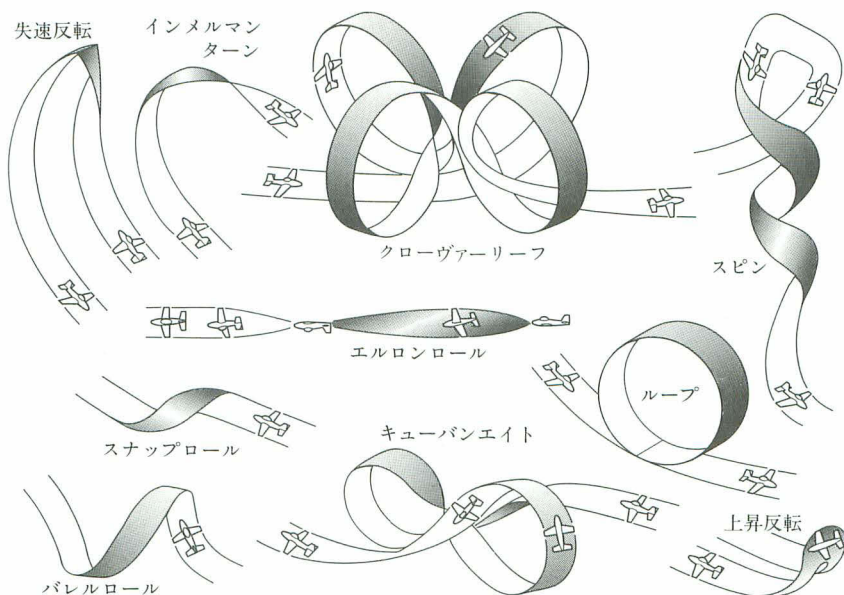



図2.3-10 (a) 実機のアクロバット飛行

アクロバットは高等な操縦技術によって，航空機の運動性をその極限まで発揮させる飛行法で，これを訓練することで，操縦者は基本操縦能力を体得すると共に，当該航空機の性能・運動の限界を知ることができる。

なお模型機では，実機に使われる全ての舵を備えなくても良い。例えば補助翼と方向舵とは何れか片方を省略しても，ある程度のアクロバットを行うことができる。

振動周期と応答時間

実機に比べて模型機の振動周期や応答時間は極めて早い。その程度は，例えば相似形の模型機と実機との長さの比が$1/n$である時，これ等時間の長さの比は$1/\sqrt{n}$倍になる。すなわち模型機が実機の1/10に縮小されている時（$n=10$），模型機の時間は$1/\sqrt{10}\cong 1/3.16\cong 0.316$倍も短かい，素早い動きとなる。このため時間の変わらない人間にとっては，模型機の制御が実機よりはるかに難しいものとなる。

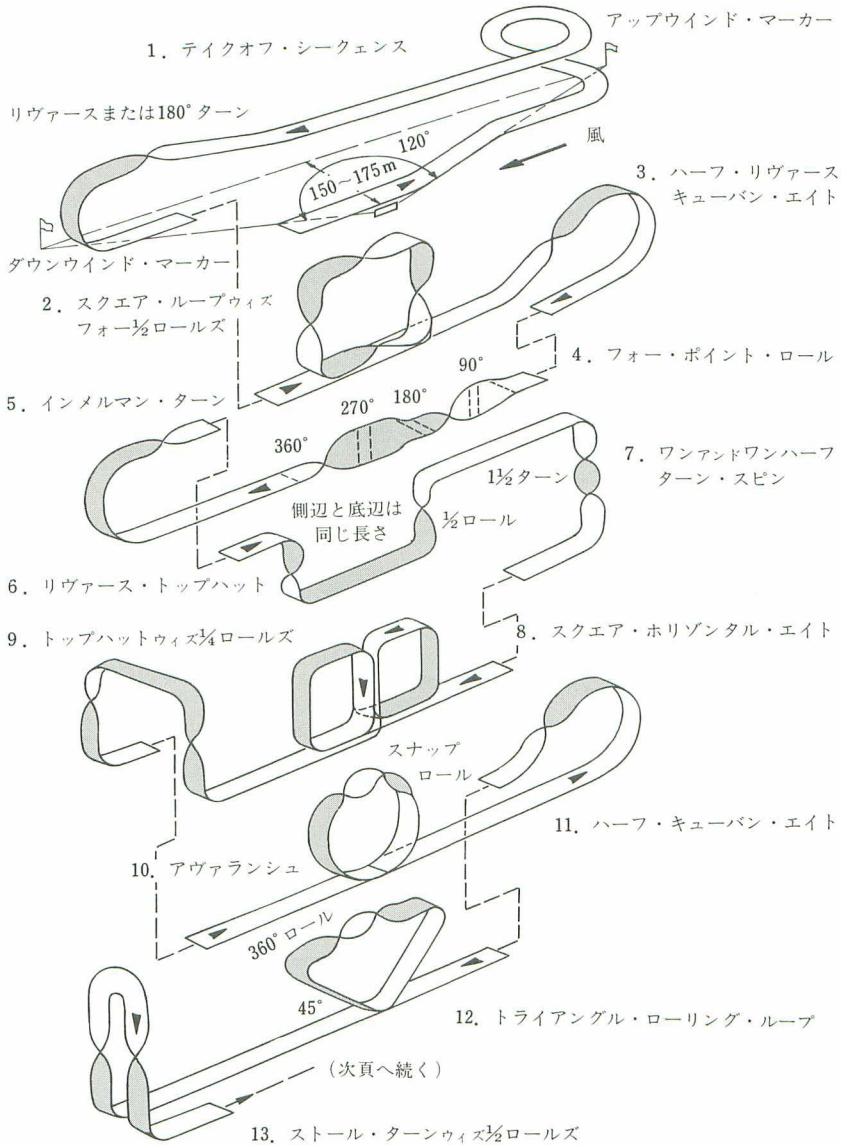



図2.3-10　(b)　F３A世界選手権に課せられた演技(1991年度)

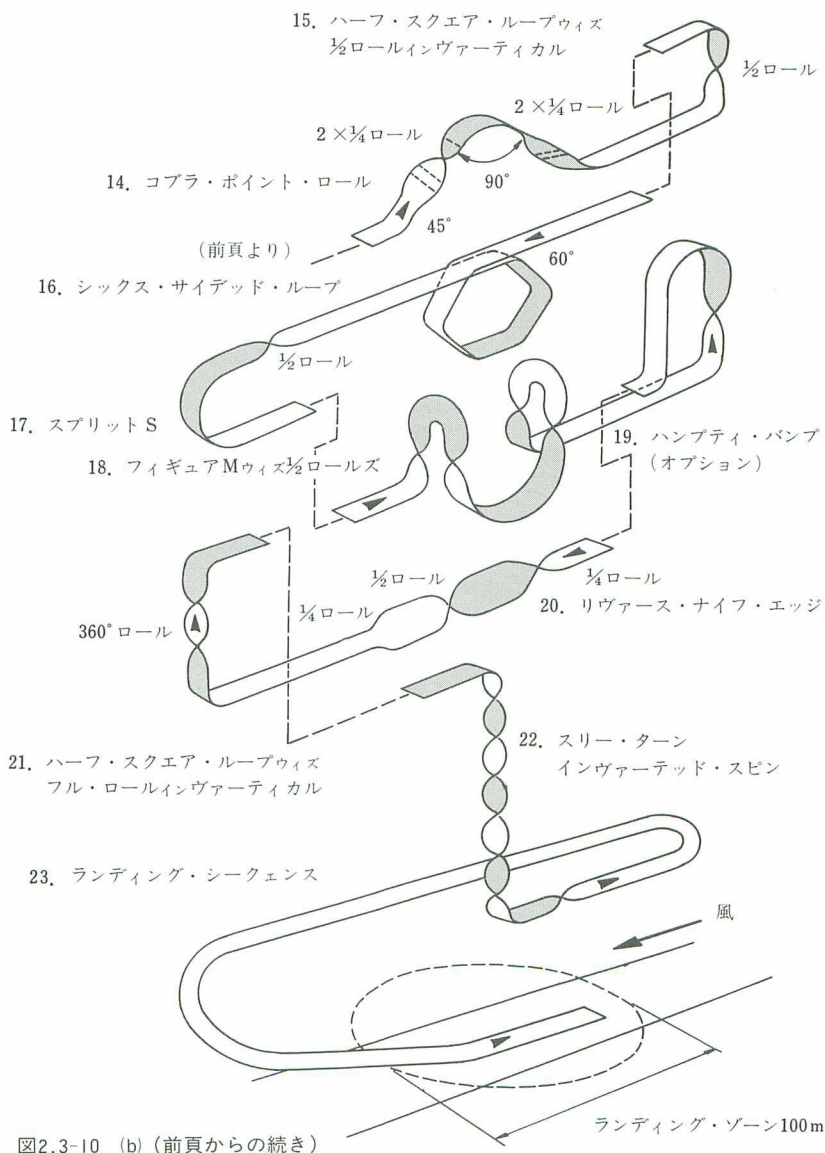



図2.3-10 (b)（前頁からの続き）

第3章　模型回転翼機

ヘリコプターの開発が，飛行機のそれより遅れた分，模型のヘリコプターの出現も遅れた。1930年代から40年代にかけては，電動モーターの模型がコード付きで飛行していたようである。ホヴァリングを含めた完全な無人ヘリコプターは，シュルテル(D.Schlüter)により作られたもので，ヒラーの“制御ローター”と“シーソー・ローター”とを組み合わせたものである。

我国では，風船を使った宇宙船探査用の計測装置を回収するのに，パラシュートが利用されていたが，1970年代に，筆者により無人の無線誘導ヘリコプターによる回収が提案され，そのための無人模型ヘリコプターの研究が開始された。そして1970年代の後半には，手離しでホヴァリングができるヘリコプターが開発された。このヘリコプターは実用には供されなかったが，その技術は，その後農林水産航空協会の農薬撒布用ヘリコプターとして，発展する。

現在模型ヘリコプターの国際コンペティションにおいて，日本が極めて優秀な成績を上げているが，それに加えて，無人の農薬撒布ヘリコプターが最も進んでいるという基盤の上に立って，今後の我国の模型ヘリコプターや後述の“遠隔制御機”(“RPV”）としてのヘリコプターの発展は，大いに期待されるものである。

§3.1　回転翼に働く流体力

回転翼の個々のブレードに働く力を考える代りに，回転面を通過する流体全体の動きを見て，そこに働く流体力を求めてみよう。

運動量と力

回転軸に平行な移動に伴って，飛行機のプロペラあるいはヘリコプターの

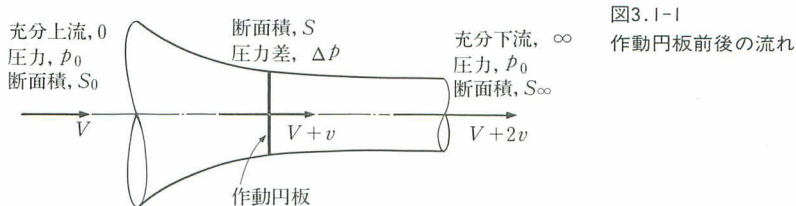



図3.1-1
作動円板前後の流れ

ローターの回転面を空気流が通過する。ローター前後の上流と下流の空気流の運動量の変化を調べて，そこに働く空気力を算出することができる。これを“運動量理論”というが，この理論の特色は，“ブレード”と呼ばれる個々の翼に働く空気力の詳細，例えば圧力分布等については不明のままでも（つまり回転翼がいわば“ブラック・ボックス”のままでも），その前後の空気の流れの変化を知ることで，回転翼の回転面である“作動円板”に働く力を知ることができることにある。

図3.1-1に，面積Sの作動円板を通る流体の前後の流れの模様を示した。飛

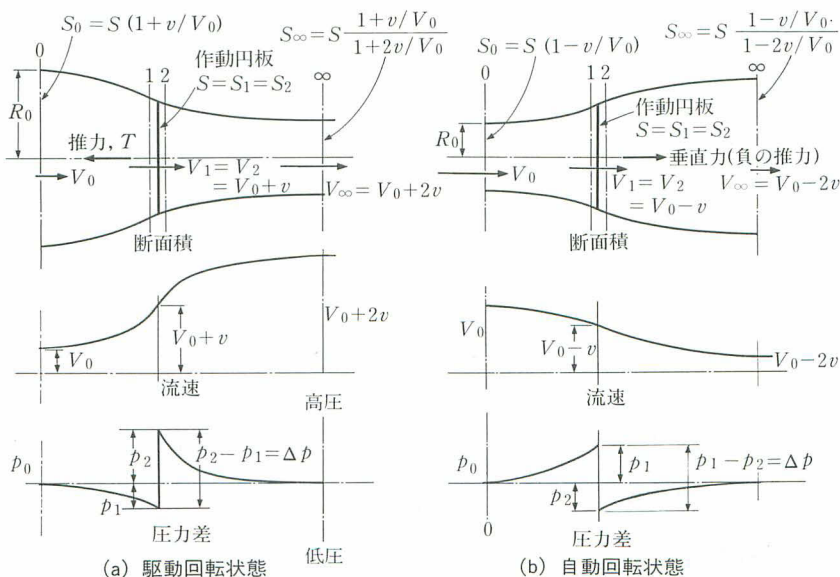



図3.1-2　流管の状態変化

行機のプロペラやヘリコプターのローターの前進飛行のように，作動円板を通じてパワーを与えている“駆動回転”時には，一様流速Vが徐々に加速されてゆき，ちょうど円板の所で$V+v$になり，充分下流では，流れの断面積が減る代りに流速が早くなって，$V+2v$になる。ここにvは“誘導速度”または

資料3.1-1　推力，パワー，効率

図3.1-2には，(a)駆動回転翼および(b)自動回転翼のそれぞれについて，流れに沿う“滑り流”からなる“流管”の断面積，流速および大気圧との差圧の各変化が定性的に示されている。前者の(a)では加速された流速に応じて流管が細くなって行くのに対し，後者の(b)では減速されて流管が太くなる。（自動回転の力学については後述。）

図を参照して，駆動回転時の流れでは，力Tは，円板前後の圧力差Δpで与えられるとも言えるし，

$$T=S\Delta p \qquad (3.1\text{-}1)$$

または円板を単位時間に流れる流体の質量mを使って，充分下流の運動量と充分上流の運動量との差としても与えられる：

$$T=2mv=2\rho S(V+v)v \qquad (3.1\text{-}2)$$

充分といったのは，そういう円板から遠く離れた所では，周りの圧力がちょうど大気圧と同じ値になっているからである。

パワーPは，速度Vで前進するためのパラサイト・パワーP_{p}と吹下しvを誘導するための誘導パワーP_{i}との和として，

$$P=TV+Tv=P_{\mathrm{p}}+P_{\mathrm{i}} \qquad (3.1\text{-}3)$$

で与えられる。

一方風車のような自動回転翼では，誘導速度vが逆向きで符号が変わり，パワーPは負となり($P<0$)，すなわち風車がパワーを受け取る。

駆動回転翼の効率は投入したパワーに対して前進に用いられたパワーを示すので，

$$\eta=TV/P=1/\{1+(v/V)\} \qquad (3.1\text{-}4)$$

で与えられる。また自動回転翼（例えば風車）の効率は，風の持つパワーに対して得られた仕事として

$$\eta=|P|/\tfrac{1}{2}\rho V^3S=4\{1-(v/V)\}^2(v/V) \qquad (3.1\text{-}5)$$

で定義される。

“吹下し”と呼ばれる。この運動量変化が“推力”Tを作り出す（資料3.1-1参照)。ヘリコプターがパワー無しでローターを“自動回転”させつつ降下しているとか，風車のように，風が通過することで自動回転している作動円板によってパワーを引き出すというような時には，流れの断面積が増え，一様流速Vが徐々に減速されてゆくので，誘導速度vは負($v<0$)と思えば良い。その結果作動円板には推力とは逆向きの“垂直力”（負の推力）が生ずる（図3.1-2参照）。

充分上流と充分下流において（充分をつけたのは，そのような所では圧力が大気圧と同じになっている)，流体が単位時間当たりに持つエネルギーの差が，パワーPである。Pは前進するために抗力や重力に逆って仕事をする“パラサイト・パワー”（重力に対しては“上昇パワー”）P_{p}と，誘導速度vを作り出すのに使われる“誘導パワー”P_{i}とからなる（資料3.1-1参照)。風車のような自動回転翼では逆に流体の運動エネルギーからパワーを取り出している。

効　　率

駆動回転翼では，作動円板が推力Tと釣合う抗力に対して成した仕事TVの，消費パワーPに対する割合$\eta=TV/P$を，“フルード効率”または“進行効率”という。誘導速度vが一様流Vに対して小さいほど，言い換えると，円板荷重T/Sが小さいほど，効率ηが1に近づく。ただし今のところ，回転翼を作動円

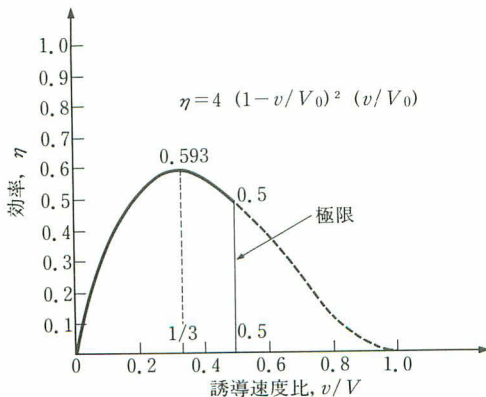



図3.1-3
自動回転翼の効率

板と考えているので，ブレードの持つ形状抗力に由来する“プロファイル・パワー”は零と考えている。

一方“風車の効率”は，風の持っている単位時間当たりのエネルギーの何割を風車が有効パワーとして受け取ったかが効率である。図3.1-3はこの効率を誘導速度vと風速Vとの比の関数として示したものである。流速比$v/V=1/3$で与えられる最大値$\eta=0.593$は“ベッツの限界”と呼ばれている。効率の極限は$v/V=0.5$で，その時の効率は$\eta=0.5$となり，そこが作動限界である。

ホヴァリング飛行

速度が$V=0$の時は，ヘリコプターは空中停止の“ホヴァリング飛行”をしている。この時の推力T_hは誘導速度v_hの２乗に比例し，また誘導パワー$P_{i,h}$は推力T_hと誘導速度v_hとの積で与えられるので，推力とパワーとの比“馬力荷重”$(T/P)_h$は，誘導速度v_hに，従って“円板荷重”T/Sの平方根に逆比例する（資料3.1-2参照）。言い換えると，推力の割に円板面積を大きくすれば，

資料3.1-2　ホヴァリング時の推力，パワー，効率

ホヴァリング時の推力T_hと吹下しv_hとの関係は，運動量理論から，

$$T_h=2\rho S{v_h}^2 \quad または \quad v_h=\sqrt{T/2\rho S} \tag{3.1-6}$$

で与えられる。またパワーは誘導パワーのみで

$$P_{i,h}=T_h v_h=\sqrt{Th/2\rho S} \tag{3.1-7}$$

となり，推力とパワーの比の馬力荷重は

$$(T/P)_h=1/v_h=\sqrt{2\rho}/\ \sqrt{Th/S} \tag{3.1-8}$$

で与えられる。すなわち誘導速度は円板荷重の平方根に比例し，馬力荷重は円板荷重の平方根に逆比例することが判る。

図3.1-4(a)の，斜めの実線は，次式で定義される“ホヴァー効率”(“フィガ・オブ・メリット”）で，

$$M=T_h v_h/P=(1/75\sqrt{2\rho})(T/HP)\sqrt{W/S} \tag{3.1-9}$$

ホヴァリング中のローターの効率を与える。すなわちMは搭載エンジンのパワーPの何割が，ホヴァリングのために使われるかの目安である。ホヴァー効率が１に近いヘリコプターほど，ホヴァリング飛行に向いている。

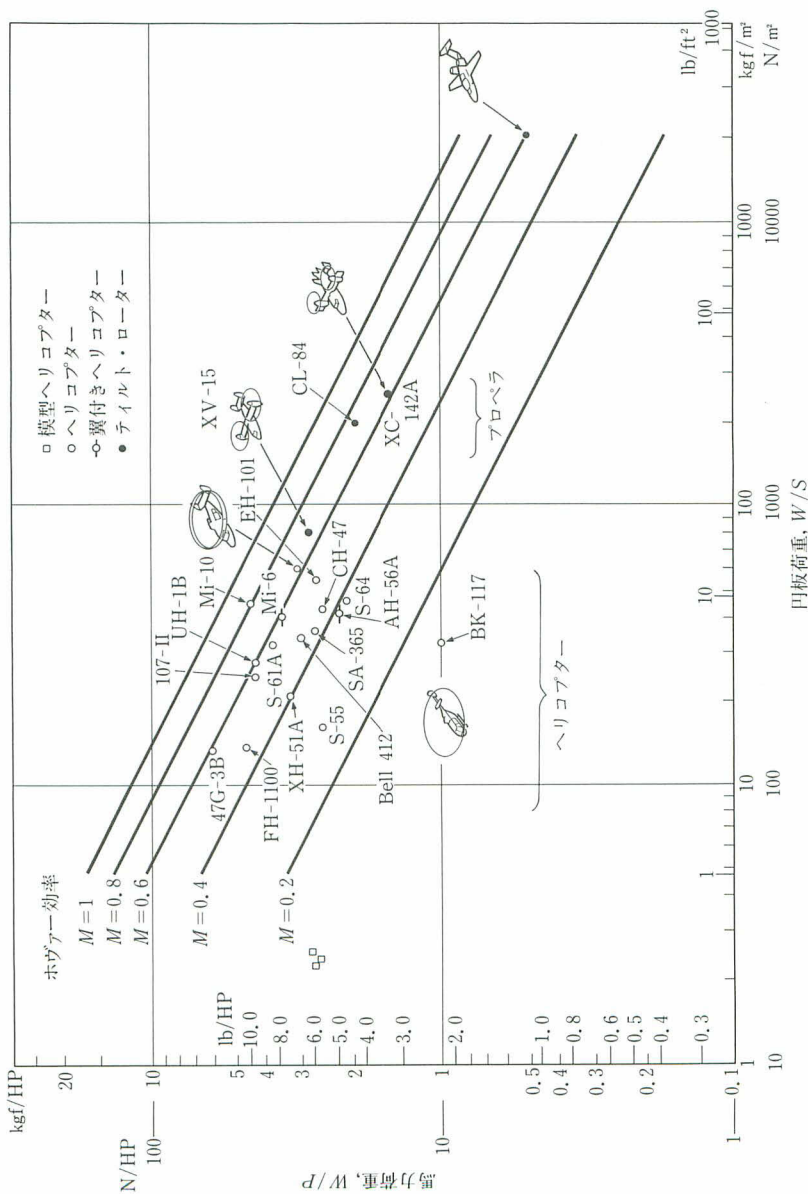



図3.1-4　馬力荷重および吹下し　(a) 馬力荷重と円板荷重

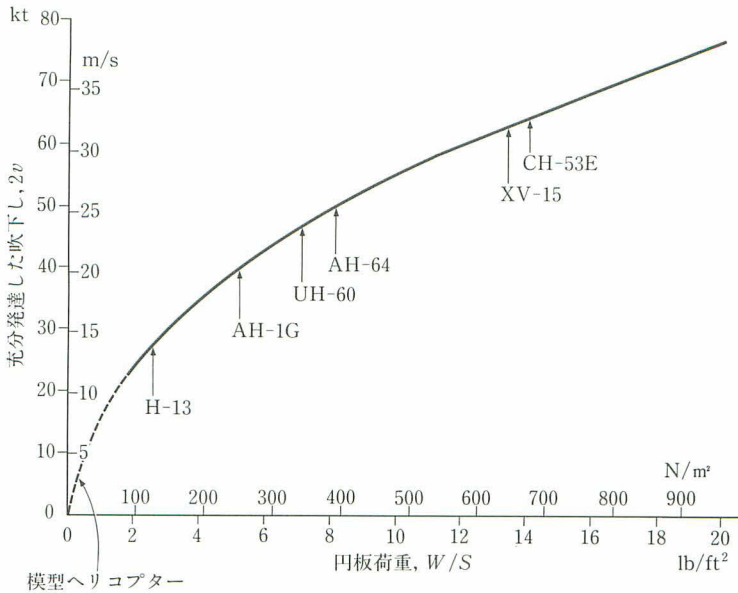



図3.1-4　(b) 吹下しと円板荷重

搭載エンジンのパワーは減らせることを意味する。ホヴァリング時のヘリコプターでは推力はほぼ重量に等しいので，単位馬力当たりの重量W/Pが馬力荷重である。図3.1-4に(a)馬力荷重W/Pおよび(b)吹下し速度vと円板荷重$W/S \cong T/S$との関係が判る実機と模型機との例を示した。一般的傾向として，円板荷重が大きくなると共に，馬力荷重が減っている。新しい機体ほど高速を要求されるので，円板荷重は増大し，馬力荷重は減少している。現在実機は円板荷重が200～500N/m²，馬力荷重が25～30N/HP辺りにある。一方模型ヘリコプターでは，円板荷重がかなり小さく約25～30N/m²，また馬力荷重は実機と同程度の25～30N/HP辺りに集中している。

前進飛行

図3.1-5に，前進飛行中の回転翼によって影響を受ける流管が示されている。固定翼では，すでに§1.3で説明したように，翼幅を直径とする，単位時間当

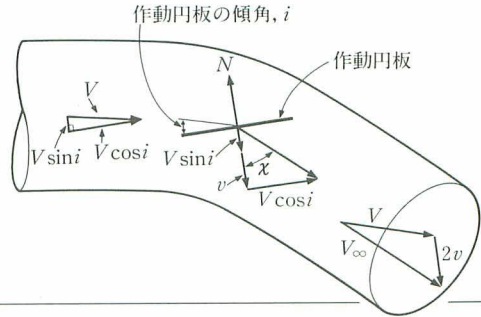
図3.1-5
正常作動の回転翼

資料3.1-3　前進時の推力，パワー，効率

図3.1-5に示されるような前進中の回転翼では，§1.3の固定翼と違って，吹下しが強いので，影響を受ける質量にその成分を導入すると，回転翼の“前傾角”をiとした時，

$$m=\rho SU=\rho S\sqrt{(V\cos i)^2+(V\sin i+v)^2} \qquad (3.1\text{-}10)$$

となる。吹下しが強くない時($v\cong 0$)，これは固定翼の場合と同じである。これから推力TおよびパワーPはそれぞれ次式で与えられる。

$$T=2mv=2\ \{\rho S\sqrt{(V\cos i)^2+(V\sin i+v)^2}\}\ v \qquad (3.1\text{-}11)$$

$$P=T\,(V\sin i+v) \qquad (3.1\text{-}12)$$

回転翼の角速度をΩで表した時，ヘリコプターのローターでは，ブレードの“先端速度”$R\Omega$を使って，上式を無次元化する。固定翼の揚力係数や抗力係数に対応する無次元量として，推力係数C_{T}とトルク係数C_{Q}または“パワー係数”C_{P}が次のようになる。

$$C_{\mathrm{T}}=T/\rho S(R\Omega)^2=2\sqrt{\mu^2+\lambda^2}\cdot(\lambda-\mu\tan i) \qquad (3.1\text{-}13)$$

$$C_{\mathrm{Q}}=Q/\rho S(R\ \Omega)^2R=C_{\mathrm{T}}\lambda=C_{\mathrm{P}} \qquad (3.1\text{-}14)$$

ここにμとλは

$$\left.\begin{array}{l}\mu=V\cos i/R\Omega\\ \lambda=(V\sin i+v)/R\Omega=\mu\tan i+C_{\mathrm{T}}/2\sqrt{\lambda^2+\mu^2}\end{array}\right\} \qquad (3.1\text{-}15)$$

で与えられ，それぞれ“進行率”および“流入率”または“流入比”と呼ばれる。

これに対してプロペラでは，無次元化は回転数nを使って推力係数K_{T}およびパワー係数K_{P}がそれぞれ下式となる。

$$\left.\begin{array}{l}K_{\mathrm{T}}=T/\rho n^2D^4=(1/4)\,\pi^3C_{\mathrm{T}}\\ K_{\mathrm{P}}=P/\rho n^3D^4=(1/4)\,\pi^4C_{\mathrm{Q}}\end{array}\right\} \qquad (3.1\text{-}16)$$

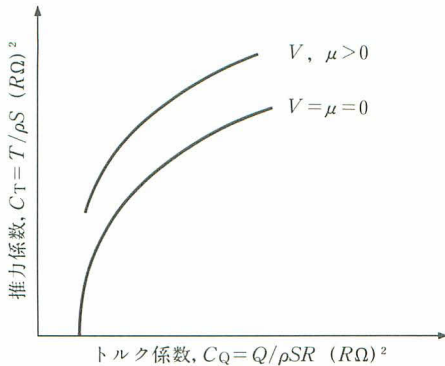



図3.1-6
回転翼の性能曲線

たり長さVの円柱が，翼直下ではv，充分下流では$2v$だけ下方に曲げられていた。一方回転翼では，吹下しの成分が強いので，影響を受ける空気の量が若干増加する。それを考慮した回転翼用の運動量理論が資料3.1-3に示され，そこに推力，パワー，および効率が解析的に与えられている。

固定翼の空力特性は，揚力と抗力をそれぞれ縦軸と横軸で表した“揚抗曲線”(図1.3-4) で示された。同じように回転翼で推力TとトルクQの無次元量である“推力係数” $C_T = T/\rho S(R\Omega)^2$と“トルク係数” $C_Q = Q/\rho SR(R\Omega)^2$を“性能曲線”（“極曲線”）の形で表すと，図3.1-6のようになる。前進速が無く（$V = \mu = 0$），かつ推力が零($C_T = 0$)でも，トルクがある($C_Q = C_{Q0}$) のは，形状抵抗のあるブレードを回転させるのに必要なトルクのためで，その分は“プロファイル・トルク”と呼ばれる。

地面効果

回転翼が地面に近付くと，理想的には，図3.1-7に示されるように，境界面で後流が横に拡がって，あたかも“鏡像”のように対称位置に，逆さになった別の回転翼が作動している形となる。その結果，(i)吹下し速度vが“地面効果内”（“IGE”）では“地面効果外”（“OGE”）よりは減少し，(ii)同一パワーに対して推力が増大する。

境界面に沿って横に走った流れは，実際には図3.1-8に示されるように，一

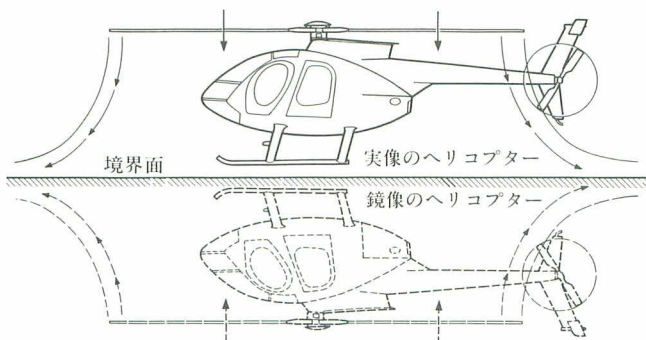



図3.1-7
理想的な鏡像効果

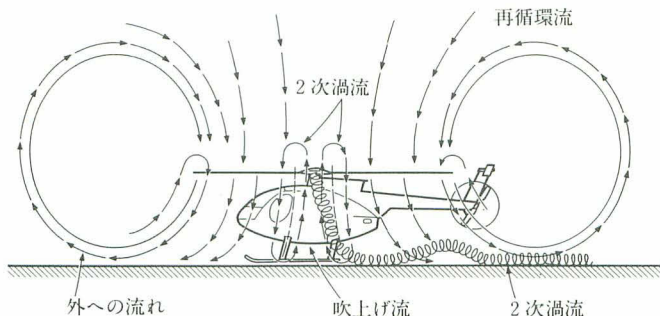



図3.1-8
実際に見られる再循環流と2次渦流

部再循環して大きい“渦輪”(“ヴォルテックス・リング”)を作ると共に，胴体等があると，“2次渦流”を発生して複雑な流れ場となる。この結果，理想状態の値よりは推力が減ると共に，胴体があらぬ方向に引きずられたりして，地面近くでのホヴァリング時の安定・操縦性が損(そこな)われる。

ヴォルテックス・リング状態

駆動回転翼の垂直運動では，図3.1-9に示されているように，(ｉ)正常作動状態(垂直上昇およびホヴァー)，(ii)“渦輪状態”または“ヴォルテックス・リング状態”(緩降下)および(iii)“風車制動状態”(急降下)が考えられる。

(ｉ)の正常作動状態では，上流からの流れは回転翼で加速され，下流では増速されるが大きな変動とか乱れが少なく，資料3.1-1～3で扱った解析が可能である。

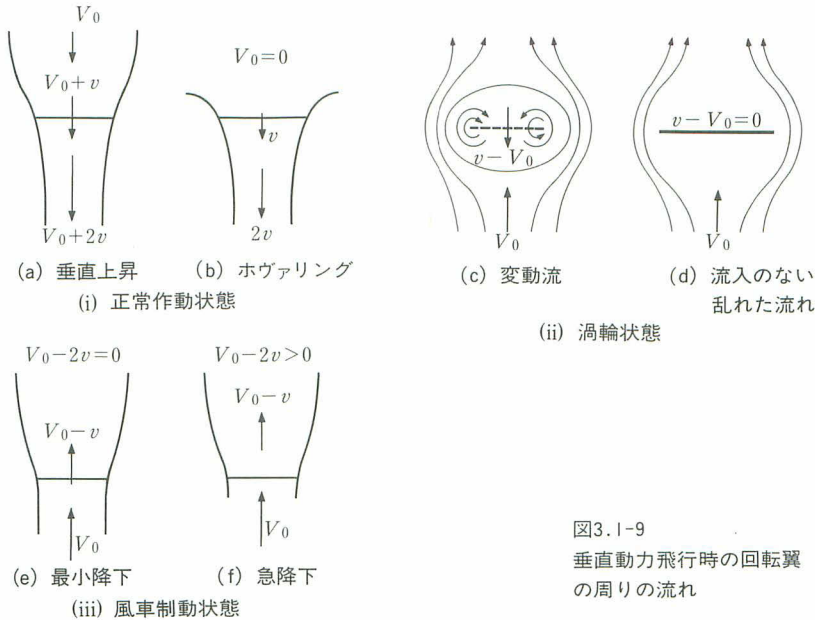



図3.1-9
垂直動力飛行時の回転翼の周りの流れ

(ii)の渦輪状態では，降下による下流からの上昇流が，回転翼の動力駆動による下向きの吹下し流と衝突し，図のような渦輪が非定常に生成･消滅し，一般にはそれが対称ではなく，回転翼周りの流れが大きく変動したり，時に流れが回転面を通過しなくなり烈しく乱れたりする状態が現れる。

最も烈しい流れの変動は，ちょうど降下速度(下からの一様流の流入速度)と自身の吹下し流の速度とがほぼ同じであるときに現れ，両流の流れの衝突で，下からの流れが回転翼を通過しにくくなって，前述のように，回転翼上部（下流側）に大きい渦輪が形成される。渦輪は不安定で，その生成・消滅に伴って大きい推力変動を生ずる。このような特色は回転翼が1個であろうと，2個の例えば“タンデム・ローター”であろうと変わりはない。

推力変動の割合，すなわち変動分ΔTと平均値$\bar{T}$との比，$\Delta T/\bar{T}$は，降下角つまり迎角αで異なり，斜め降下でちょうど$\alpha=60\sim80°$の付近が最も大きい。つまり，垂直降下よりは，少し斜めの降下の方が烈しい推力変動となる。そのようなとき，ヘリコプターの制御能力が失われて飛行は危険である。

降下速度がさらに早まり，下からの流れが回転面を通過するようになって，渦輪は現れなくなる。そして推力変動は収まり，（iii）の風車制動状態となるが，その時回転翼は動力で駆動されるより自動回転状態となる。そして回転翼面通過後の流れは減速されるので，降下に制動がかかった状態となる。

オートロティション

風車（かざぐるま）は風を前面から受けた回転翼が，“自動回転”（“オートロテイション”）をする。同じように降下中のヘリコプターのローターも降下に伴う下からの流入速でローターが回る。この時上向きの推力（図3.1-2(b)では負の後向き推力）が発生して，ヘリコプターの重量を支える。

なぜ自動回転をするのかを考えてみよう。図3.1-10に(a)ホヴァリング中の駆動回転翼と(b)降下中の自動回転翼の具体的な流れおよび空気力発生の仕組みの差について説明してある。

駆動回転翼では，垂直上向きの力である推力を発生する代償として，吹下しが生じ，そのために後方に傾く空気力の後向き成分に半径を掛けたトルクに対抗して，エンジンが駆動トルクを発生し，回転数を一定の値Ωに保つようにする。

(a) ホヴァリング時の駆動回転翼　　(b) 垂直降下中の自動回転翼

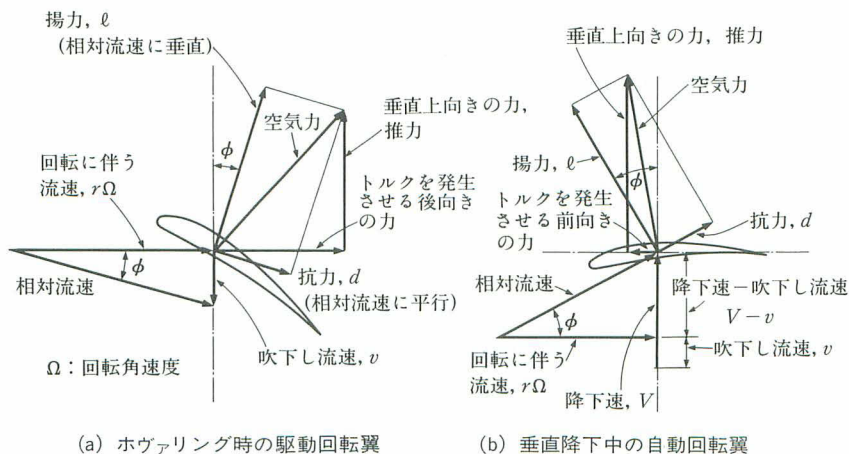



図3.1-10　ある半径位置rにおける駆動回転翼と自動回転翼の流れと空気力の差

これに対して自動回転翼では，特にハブの近くの根元に近い方で，降下に伴う下からの流速によって空気力が前傾し，その前向き成分が自動回転をさせる方向にトルクを生ずる。ハブから遠い翼端側では，回転に伴う流速成分が大きいので，空気力が前傾ではなく後方に寝て来る。これは自動回転する方向ではなく，回転を止める方向のトルクとなる。

図3.1-11は，翼のある種子（“翅果”）の楓（かえで）が，自動回転して落下して行く時に翼に働く力の分布を示している。そのような力の水平成分に半径を掛けたトルクを翼の全体にわたって半径方向に積分して行った時に，全体として負のトルク（自動回転させる方向のトルク）と正のトルク（自動回転を抑える方向のトルク）がちょうどバランスした場合の角速度Ωが釣合い回転速度である。勿論落下の初めでは，負のトルクが正のトルクに勝って回転速度が増して行き，やがて釣合速度に達するのである。力の垂直上向き成分を積分したものが推力でそれが重力と釣合う時に定常降下となる。

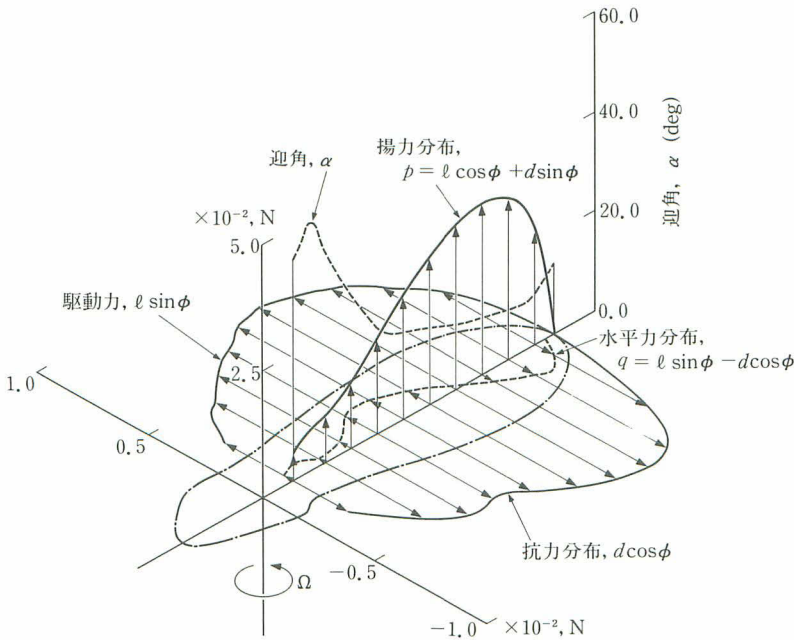



図3.1-11　オートロティション中の翅果に働く力の分布

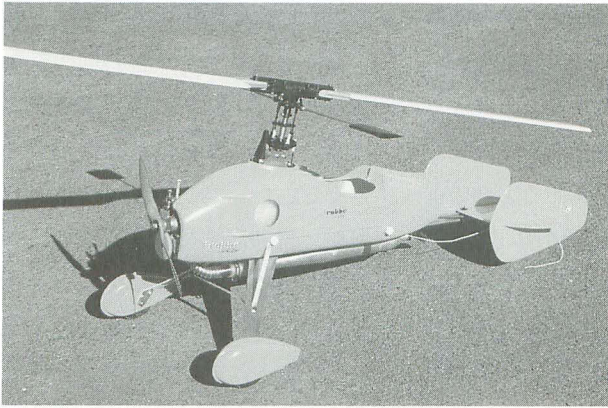



図3.1-12
オートジャイロの模型

一方風車(ふうしゃ)と呼んだ場合は，負のトルクが正のトルクより絶対値が大きく，その余分の負のトルクで，例えば発電機を回すことで生ずる正のトルクに対抗する。

図3.1-10(b)で判るように，ヘリコプターのローターを自動回転させるためには，降下して図のように風を下から当てることと，失速しないようにブレードのピッチを下げることが必要である。これに対して，“オートジャイロ”と呼ばれる航空機では，図3.1-12に見られるように，回転翼の回転面が後傾していて，降下飛行でなくても，前進飛行によってローターは回転を続け，推力を発生する。

ヘリコプターの実用機がまだ完成されていなかった頃は，固定翼も備えたオートジャイロが回転翼航空機の主であった。しかし最近は固定翼の無い，むしろ“ジャイロ・プレーン”と呼ばれる機体が，スカイ・スポーツとして利用されるようになった。

§3.2　ブレードの動き

ヘリコプターのローターは，飛行機のプロペラと異なり，その個々の翼(“ブレード”)の根元が図3.2-1に示されているように，回転できるヒンジのある“関節式ローター”のうち，(a)“シーソー・ローター”か(b)“全関節式ロー

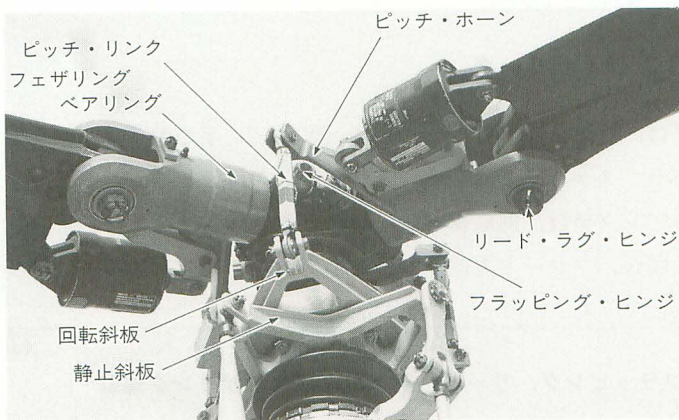
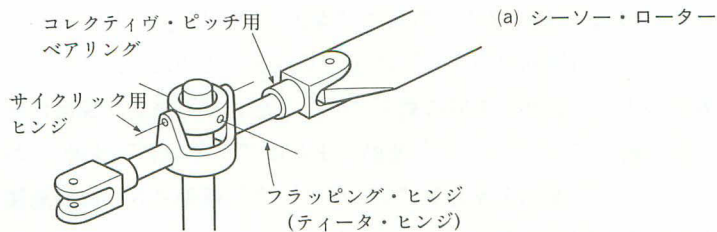
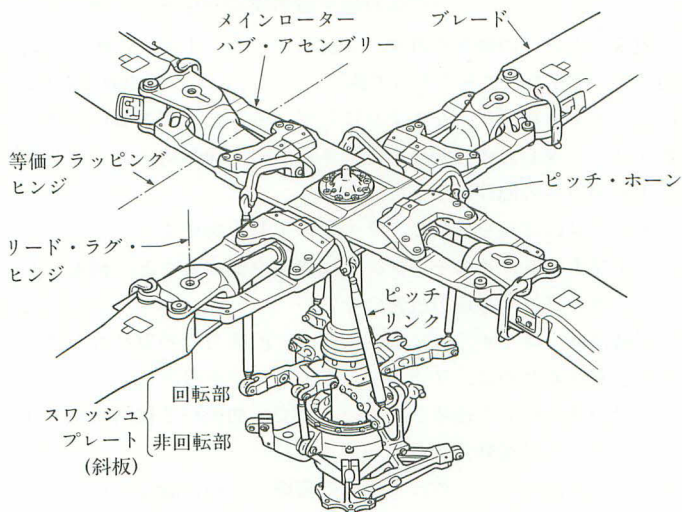
(a) シーソー・ローター

(b) 全関節式ローター（ヒューズ300，写真提供：エースヘリコプター）

(c) 可撓式ローター（ベル412）

図3.2-1　ブレード根元の関節機構

ター”，あるいはヒンジが無くても，根元の“等価フラッピング・ヒンジ”で撓むことのできる(c)“可撓式ローター”になっている。このため，ブレードは，先ずは翼面の上下（面外）方向に動く“フラッピング”運動，翼面の前後（面内）方向に動く“リード・ラグ”運動（または“ラギング”運動），および，ブレードにピッチ変化を与える“フェザリング”運動の3つの回転運動が可能である（資料3.2-1参照）。

フラッピングとフェザリング

フラッピングは，それを許すことによって，図3.2-2に示されるように，揚力と遠心力のバランスから定まるある“フラッピング角”を与えるようになる。このフラッピング角は，回転翼が回転軸に垂直な移動速度を持たず，軸方向にのみ動く場合，ブレード方位を示す“アジマス角”（“方位角”）に対し

資料3.2-1　フラッピング，リード・ラグおよびフェザリング運動

ブレードのフラッピング・ヒンジ（シーソー・ローターではティータ・ヒンジ）はブレード先端の上方への動きを許す。これによって，上向きに働く空気力の上方への曲げと，遠心力による下方への曲げとが，ヒンジの所で零になり，ブレードに曲げモーメントが掛からないようにしている。ヒンジのないプロペラでは，回転数が高く，遠心力成分が極めて大きいので，通常特にヒンジを設けずに空気力による前方への曲げに耐えている。

フラッピング・ヒンジにばねを入れて，その動きを若干拘束すると，そこに曲げのモーメントが発生する。このモーメントは機体を傾けることに利用できるので，シーソー・ローターの操縦力改善になる。

フラッピング運動には，コリオリ力によるブレード前後方向の慣性力の発生を伴うので，それを避けるために，リード・ラグ・ヒンジを設ける。シーソー・ローターでは2枚のブレードが連結されているので，加速が2枚同期して行われ，それがそのままトルク変動となる。

フェザリング・ヒンジはブレードのピッチ角の変更のために設けられ，ブレードの定常および周期的なピッチ変更を可能にする。

ブレードのフラッピング角β，リード・ラグ角ζ，およびフェザリング角θは

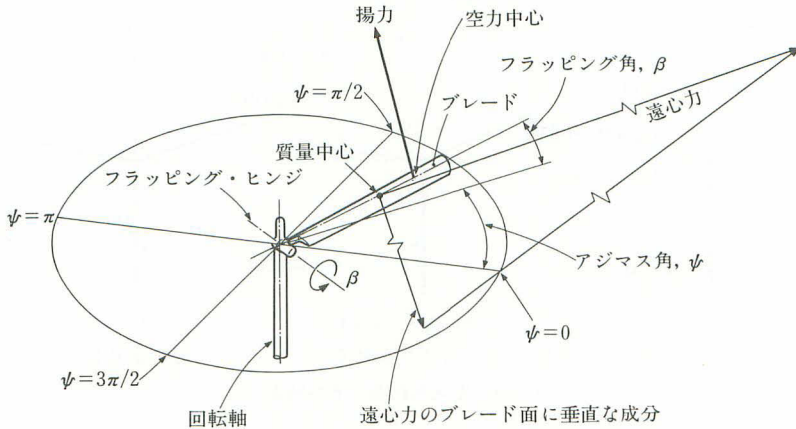



図3.2-2　フラッピング運動

何れも定常飛行状態では振幅一定の周期運動を繰り返すので，数学的には“フーリエ級数”で展開される。そのうちβとθは“一次の調和振動”式，そしてξは“二次の調和振動”式で近似できる。

$$\beta=\beta_0+\beta_{1c}\cos\psi+\beta_{1s}\sin\psi \qquad (3.2\text{-}1a)$$

$$\theta=\theta_0+\theta_{1c}\cos\psi+\theta_{1s}\sin\psi \qquad (3.2\text{-}1b)$$

$$\xi=\xi_0+\xi_{1c}\cos\psi+\xi_{1s}\sin\psi+\xi_{2c}\cos2\psi+\xi_{2s}\sin2\psi \qquad (3.2\text{-}1c)$$

フラッピング角βの中の第一項β_0は，ブレードのアジマス（方位）角ψに無関係に一定で上に開いた円錐の外角を示すので，コニング角となる。第二項の係数β_{1c}と第三項の係数β_{1s}は，図3.2-3 に見られるように，それぞれ先端回転面の前方と左方への傾きに相当する。

フェザリング角θの中の第一項θ_0は，どのアジマス角でも一定な“コレクティヴ・ピッチ”で，θ_{1c}は後方の$\psi=0$ でピッチが最大，そしてθ_{1s}は反時計回りのローターでは右側の$\psi=90°$でピッチが最大になる周期的変動の“サイクリック・ピッチ”である。

リード・ラグ角ξは，後に述べるように，ブレードが上下運動することで，その重心が中へ入って来ることから生ずるコリオリ力による加速運動なので，フラッピングが一次の振動の時，リード・ラグは一次と二次の混ざった振動となる。このため二次の調和振動式となったのである。

(a) コニング角
(いずれの方向から見ても)

(b) 後方への傾き
(側方から見て)

(c) 右方への傾き
(後方より見て)

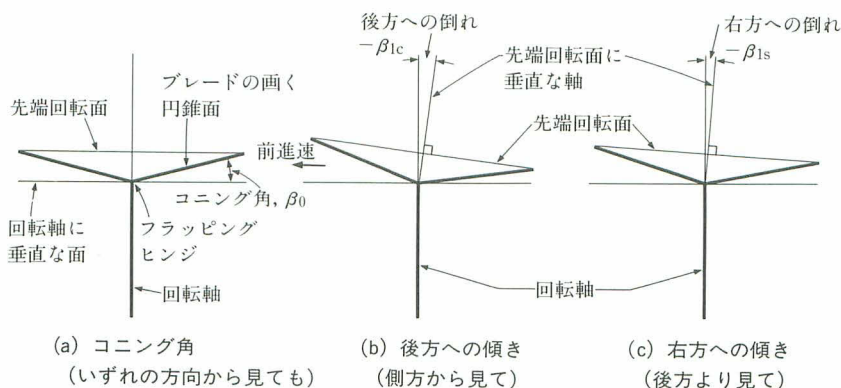



図3.2-3　先端回転面とその傾き

て無関係に一定となり，図3.2-3(a)に示されるように，浅い頂角の円錐面上を，ちょうど皿回しの皿のように，あるいは“御猪口（おちょこ）になった傘”を支えているようになる。この円錐角の外角を“コニング角”という。通常ブレードの遠心力は，揚力より１桁は大きい。例えば揚力１トン（10,000N）を受け持つブレードの遠心力が15トン程度であると，そのコニング角β_0は，$\beta_0=\tan^{-1}(1/15)\cong 1/15\cong 4°$といった値になる。

ところが，このような上下の軸方向の移動では，ブレード先端の画く軌跡は，ブレードが何枚あろうと，それ等が同じ形状と質量分布とをしている限り，同一の平面上にあって，その平面を“先端回転面”という。

次に回転翼がその回転軸に垂直な方向に移動すると，図3.2-4に示されるような相対流速，従って揚力の左右不均衡が起こる（資料3.2-2参照）。すなわち前進側で揚力の増大，後退側で揚力の減少が生ずる。このため先端回転面は，図3.2-3(b), (c)に示されているように，上から見て反時計方向に回っているローターでは，右後方へ若干傾く（時計方向回りのローターでは左後方へ傾く。資料3.2-3参照）。

前進に伴うこのような先端回転面の傾きは，それにほぼ垂直に働く推力の倒れを引き起こす。これを補正するには，(ⅰ)倒れた分回転軸を傾けるか，(ⅱ)周期的にブレードのピッチを変えて，空気力を元の均等な状態に戻して

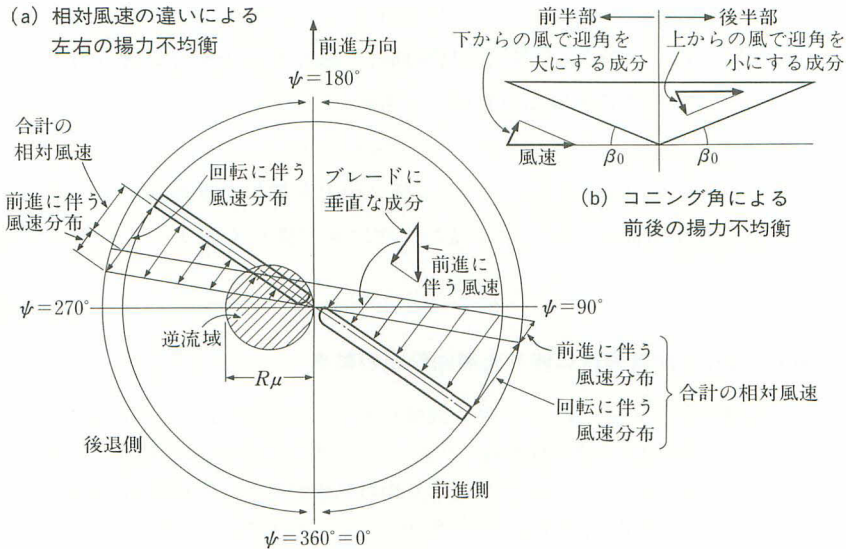



図3.2-4　ブレードに働く揚力の不均衡

資料3.2-2　前進時の揚力不均衡と逆流域

回転翼面に平行に速度Vで前進すると，図3.2-4(a)に示されたように，アジマス角ψにあるブレードに対して，前縁に垂直に$V\sin\psi$の流れが加わる。従って半径r点のブレードの流入速度Uは, 回転速度$\dot{\psi}=\Omega$による$r\Omega$と前進分の$V\sin\psi$との和とした

$$U=r\Omega+V\sin\psi \tag{3.2-2}$$

となる。このため動圧$(1/2)\rho U^2$がブレードの回転毎に変動し，ピッチ角θが一定な限り，揚力に不均衡が生じそれが回転毎に変動する。当然速度従って動圧や揚力が最大になるのは$\psi=90°$の位置で, 最小になるのは$\psi=270°$の位置である。また速度Uが負になる領域は“逆流域”と呼ばれ，それは

$$r\Omega+V\sin\psi<0 \tag{3.2-3a}$$

または$r/R=x, \mu=V/R\Omega$を使って

$$x<-\mu\sin\psi \tag{3.2-3b}$$

の範囲である。この範囲は図3.2-4に示されるように直径$R\mu$で中心を$(1/2)R\mu$と$\psi=270°$に置く円内であって，そこでは流れは後縁から入って来る。

やれば良い。このようなブレード方位で異なるピッチ入力を“サイクリック・ピッチ”といい，ブレード方位に無関係に一様なピッチを与える入力を“コレクティヴ・ピッチ”と呼ぶ（資料3.2-1参照）。

ホヴァリング中のシーソー・ローター（図3.2-1(a)）にコレクティヴ・ピッチ入力θ_0を与えると，回転面上どこでも一様に揚力が増して予め与えられたコニング角β_0を増す方向にブレードが撓む。次に(a)“横サイクリック・ピッチ”

資料3.2-3　前進飛行に伴う先端回転面の動き

回転翼がシーソー・ローターで，回転が上から見て反時計回りである時，ホヴァリング状態からその回転軸に垂直な方向に動くと，(a)図3.2-4(a)に示されるように，右半面ではブレードに当たる相対風速が増し，左半面ではそれが減るので，右半面（$0<\psi<180°$）を回転中ブレードが大きくなった揚力に対応して上昇を続け，前方（$\psi=180°$）で最高点に達し，左半面（$180°<\psi<360°$）では，揚力が減少し続け，遠心力の下向き成分が勝って下降し続けるので，後方（$\psi=360°$）で最下点に達する。これはすなわち

$$\beta=\beta_{1c}\cos\psi \qquad (\beta_{1c}<0) \tag{3.2-4}$$

の運動である。

次に，(b)図3.2-4(b)に示されるように，コニング角β_0があると，前半面（$90°<\psi<270°$）で，ブレードの下方から入って来る流速が大きく，そこで迎角が増し，従って揚力が増大する。そしてブレードは上昇し続け，左方（$\psi=270°$）で最高点に達し，後半面（$270°<\psi<360°$および$0<\psi<90°$）では，コニング角分だけ逆に迎角が減って揚力が減少する。そしてブレードは下降し続け，右方（$\psi=90°$）で最下点に達する。すなわちこれは

$$\beta=\beta_0+\beta_{1s}\sin\psi \qquad (\beta_{1s}<0) \tag{3.2-5}$$

の運動である。

以上(a)と(b)を合わせた影響で，先端回転面は右後方へ傾くことになるのであるが，もし回転翼が，上から見て時計回りのローター（フランスおよびソ連製）では，左後方へ傾くことになる。

回転翼がシーソー・ローターではなく，フラッピング・ヒンジが回転中心より外側にある関節式ローターか，可撓式ローターである時は（図3.2-5），傾きの方向が若干ずれる。

としてθ_{1c}を与えると，最前方でピッチが減り，最後方でピッチが増し，その結果回転面上の後半円でブレードが上がり続け，前半円で下がり続けて，先端回転面は左方へ傾く。その傾きの大きさは$\beta_{1s}=\theta_{1c}$となる。また(b)“縦サイクリック・ピッチ”として$-\theta_{1s}$を与えると，最右方でピッチが減り最左方でピッチが増し，その結果回転面上の右半円でブレードが下がり続け，左半円で上がり続けて，先端回転面は前方へ傾く。その傾きの大きさは$\beta_{1c}=-\theta_{1s}$となる（資料3.2-4参照）。つまり適当な縦と横のサイクリック・ピッチ入力で，推力を望む方向に傾けることができるのである。

シーソー・ローター以外のローターでは若干縦と横の入力の混ぜ方が異なるが，基本的にはシーソー・ローターとさして変わらない。

資料3.2-4　操舵に伴う先端回転面の傾き

回転翼が，ホヴァリング中のシーソー・ローターで，その回転が反時計回りである時，(a)横サイクリック・ピッチとして，（ｉ）$\psi=0$の後方でピッチ角が$\theta_0+\theta_{1c}$，右半面（$0<\psi<180°$）を通過中ピッチ角が減り続け，右方（$\psi=90°$）でピッチ角がθ_0になり，前方（$\psi=180°$）ではピッチ角は$\theta_0-\theta_{1c}$，そして左半面ではピッチ角が増え続け，左方（$\psi=270°$）でピッチ角がθ_0に戻り，後方（$\psi=360°$）では再び$\theta_0+\theta_{1c}$となる入力，すなわち

$$\theta=\theta_0+\theta_{1c}\cos\psi \tag{3.2-6}$$

の入力を考える。この時，ブレード方位角が$270°<\psi<360°+90°$の範囲，つまりローターの後半面でブレードの迎角が大きく,$90°<\psi<270°$の前半面で小さいことから，これは右側で最高の高さ，左側で最低の高さになる。つまり先端回転面の左への傾きβ_{1s}を生ずることを意味する。その値は$\beta_{1s}=\theta_{1c}$ 。

他方，(b)縦サイクリック・ピッチとして，（ii）右半面（$0<\psi<180°$）でピッチが増し，最大ピッチ角が右方（$\psi=90°$）で$\theta_0+\theta_{1s}$，左半面（$180°<\psi<360°$）ではピッチ角が減ってゆき，最小ピッチ角が左方（$\psi=270°$）で$\theta_0-\theta_{1s}$を入力する，すなわち

$$\theta=\theta_0+\theta_{1s}\sin\psi \tag{3.2-7}$$

を入力すると，回転面の右半面で揚力大，左半面で揚力小の結果，先端回転面の後方への傾き$-\beta_{1c}$を導く。その値は$-\beta_{1c}=\theta_{1s}$ 。

前進飛行によって生じた速度，従って揚力の不均衡に基づくローターの先端回転面の傾き（従って推力の傾き）も，適当な縦と横のサイクリック・ピッチの入力で元の中立位置へ戻すことができるばかりでなく，積極的な操縦のために（すなわち機体を傾けたり，望む方向に機体を動かすために）推力に傾きを与えることができるのである。

実機においては操縦は次の要領で行われる：推力の増減を与えるコレクティヴ・ピッチ入力θ_0は通常コレクティヴ・ピッチ操作桿の左手による上下運動で与えられる。これに対して縦または横のサイクリック・ピッチ入力（縦θ_{1s}，横θ_{1c}）は，右手による操縦桿の前後または左右への倒しで与えられる。操舵入力としては，別にブレードのフラップを制御するカマンの“サーヴォ・フラップ”とか，循環（§1.4参照）を制御する“ジェット・フラップ”等がある。

なおシーソー・ローターでは，予め与えられたコニング角の故に，ブレード全体の重心がハブの位置より上にあるので，先端回転面の傾きの度に重心の移動があると加振源となり得る。そこでブレード全体のハブへの取付けは，図3.2-1(a)に見られたように，“下吊り”法で行い，ブレード全体の重心がちょうどハブのヒンジ（特に“ティータ・ヒンジ”ともいう）上に来るようにする。

図3.2-5(a)に示されるように，フラッピング・ヒンジが回転中心の外側に若干ずれると，ヒンジに働く外力の剪断力成分の違いがモーメントを発生する。さらに，図3.2-5(b)に示されるように，関節はないが，ブレードが根元近くで容易に撓む可撓式ローターでは，その可撓部が“等価フラッピング・ヒンジ”と見なされるので，そこに働く外力の剪断力成分がモーメントを作るだけでなく，可撓部の弾性変形に対応する“等価ばね”の作るばねモーメントがハブにモーメントとして大きく働く。この結果，実は操舵時の舵の効きが良くなることに加えて，サイクリック・ピッチ操舵θ_{1s}とθ_{1c}に対応する先端回転面の傾き$-\beta_{1c}$とβ_{1s}とがお互いに干渉し合って来る。すなわちフラッピング・ヒンジ位置が外へ出れば出るほど，また等価ばねの強さが強くなればなるほど，それは根元が剛なプロペラに近付く訳であるが，θ_{1s}がβ_{1s}に与える影響およびθ_{1c}がβ_{1c}に与える影響が強くなって，操縦捍の前後の傾きではθ_{1s}のみでなく

(a) 全関節式　　(b) 可撓式

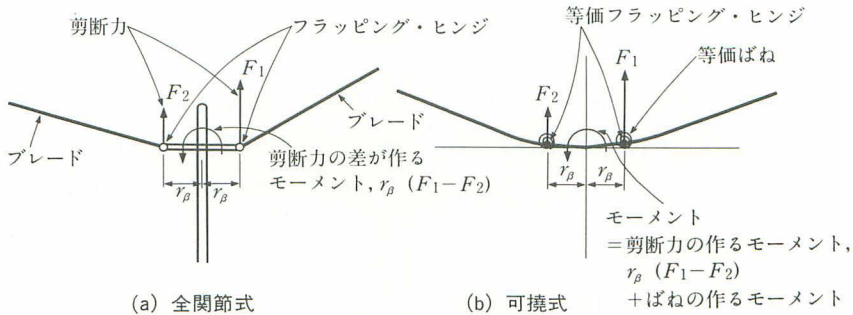



図3.2-5　ハブ・モーメント

θ_{1c}にも，また左右の傾きではθ_{1c}のみでなくθ_{1s}にも，サイックリック・ピッチ入力が混入するように修正される。

操舵に当たって，すでに図3.2-1に示されたように，サイクリック・ピッチの取り方には幾通りもあって，その代表的なものの一つが図3.2-1(b),(c)の“斜板”(“スワッシュ・プレート”）を通じて，“ピッチ・リンク”から直接“ピッチ・ホーン”を上下させてピッチを変えるものであった。もう一つは，図3.2-6に示されるように，斜板を通じて小型の“コントロール・ローター”のピッチを変え，コントロール・ローターの傾きを利用して，そこからあらためてピッチ・リンクを通じてブレードのピッチ・ホーンを上下させるという

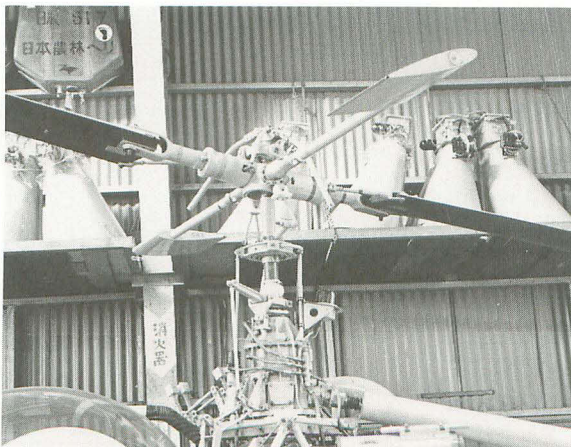



図3.2-6
ヒラーのコントロール
ローター（写真提供：
エースヘリコプター）

ものである。これは操舵力が少なくて済むので，多くの模型ヘリコプターに採用されている。

またコントロール・ローターのブレードの代りに，質量と“ダンパー”（減速装置）を取り付けて“安定棒”とし，操縦入力をこの安定棒を介してピッチ・ホーンに入れることで，その安定棒が機械的なダンパーとして利用されるものもある。

デルタ・スリー・ヒンジ

ブレードのフラッピング・ヒンジを，図3.2-7に示されるように，(a)ブレードの翼弦に対して斜めに取り付けるか，(b)ピッチ・ホーンとピッチ・リンクとの結合点を，普通の翼弦に平行なフラッピング・ヒンジ線より斜めの外側に持って来ることで，フラッピング角とピッチ角とが干渉する。すなわち，ブレードがフラップ・アップするとピッチが減って，フラッピング運動を抑える働きをする。斜めの角度を“デルタ・スリー”（“δ_3”）と呼び，その時のピッチ角に対する干渉の程度は，$\theta=\beta\tan\delta_3$で与えられる。デルタ・スリーは，

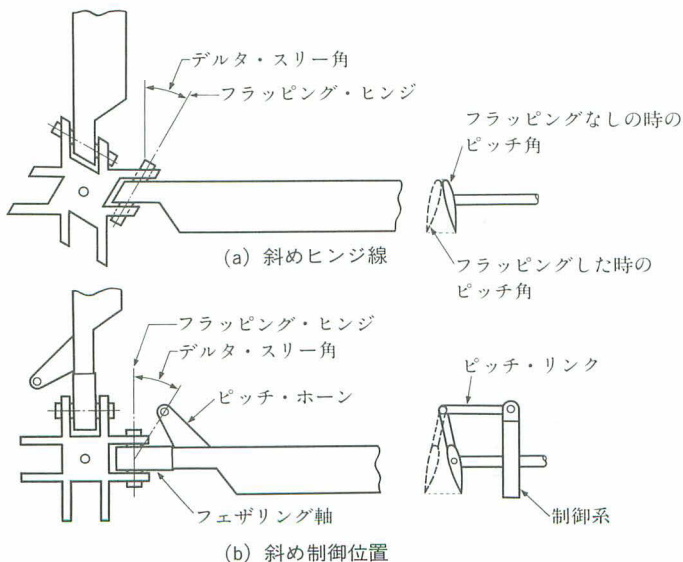



図3.2-7　デルタ・スリー・ヒンジ

一般に主ローターよりも，ほとんどの尾部ローターに用いられていて，飛行速度や飛行姿勢の変化に対して，サイクリック・ピッチ入力の無い尾部ローターの傾きを小さく抑えている。なお尾部ローターのコレクティヴ・ピッチは，パイロットのペダル操舵と連動して変えられ，偏揺運動に用いられる。

リード・ラグ運動

ブレードのフラッピング運動で，ブレードの回転半径がrから$r\cos\beta$と短くなり，そこにおける運動量がそれだけ減少しようとする。このため元の運動量が保存されるためには，ブレードが回転方向に加速されるような力“コリオリ力”が働く。スケートのスピンをしている時，大きく横に拡げていた両手を上に上げて行ったり，あるいは内側に縮めてくると，手には，回っている方向に対して，上と同じコリオリ力が働き，スピンは加速されて回転が速くなることは，良く知られた通りである。同じようにブレードのフラッピング運動で生じたコリオリ力は，ブレードに面内方向で前方へ加速する力が働き，それがブレードの付根に対して大きい曲げモーメントを与える。その大きい曲げモーメントを避けるには，根元にその方向への回転を許す“リード・ラグ・ヒンジ”を付ければ良い。

通常リード・ラグ・ヒンジは，図3.2-1(b)に示されたように，中心より外側にあって，(真中の回転中心にあったら駆動トルクを伝えることができない)，トルクはそこに働く剪断力で伝えられる。ブレードのフラッピング運動と共に，ブレードに働く遠心力が，ちょうど重力による振り子運動のように，リード・ラグ運動を誘起する。

ブレードのリード・ラグは，地上においてローター回転を増速中，機体の構造振動，特にタイヤを介した横搖運動などと共振することがある。この共振は“地上共振”と呼ばれ，エンジンからエネルギーを貰って，危険なまでに増幅するので，リード・ラグ・ヒンジには通常ダンパーが取り付けられると共に，ローターの始動に当たっては，回転を素早く規定の回転数に上げる必要がある。フラッピング・ヒンジには，このような機械的ダンパーは不要である。それはブレードの面外運動では空気力が充分な減衰効果を与えてく

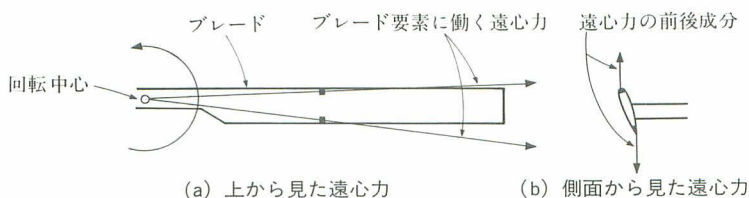



図3.2-8　テニス・ラケット効果

れるからである。

テニス・ラケット効果

回転している平板上のブレードは，ピッチがとられた時，それを常に元に戻して，回転面内に留めようとするトルク（フェザリング・モーメント）が発生する。これは図3.2-8に示されるように，ブレードの前後に働く遠心力が，ブレードのピッチの増すのを抑える方向の成分を持つからである。それはテニスのラケットを勢いよく振った時に，その面が動きの方向に平行になろうとすることと同じなので，“テニス・ラケット効果”と呼ばれる。

§3.3　模型ヘリコプター

ゴム動力の模型ヘリコプターが飛ぶのを筆者が初めて見たのは1961年で，当時筆者が勤めていたバートル社（後のボーイング社）の空力グループの部

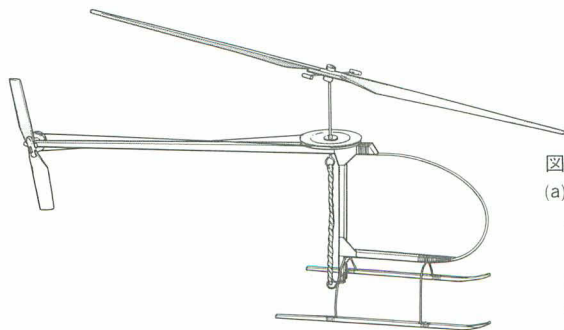



図3.3-1
(a) ゴム動力ヘリコプター
ペニ号
(Burkam J.: Model Helicopters, AIAA Student Journal, Winter, 1982)

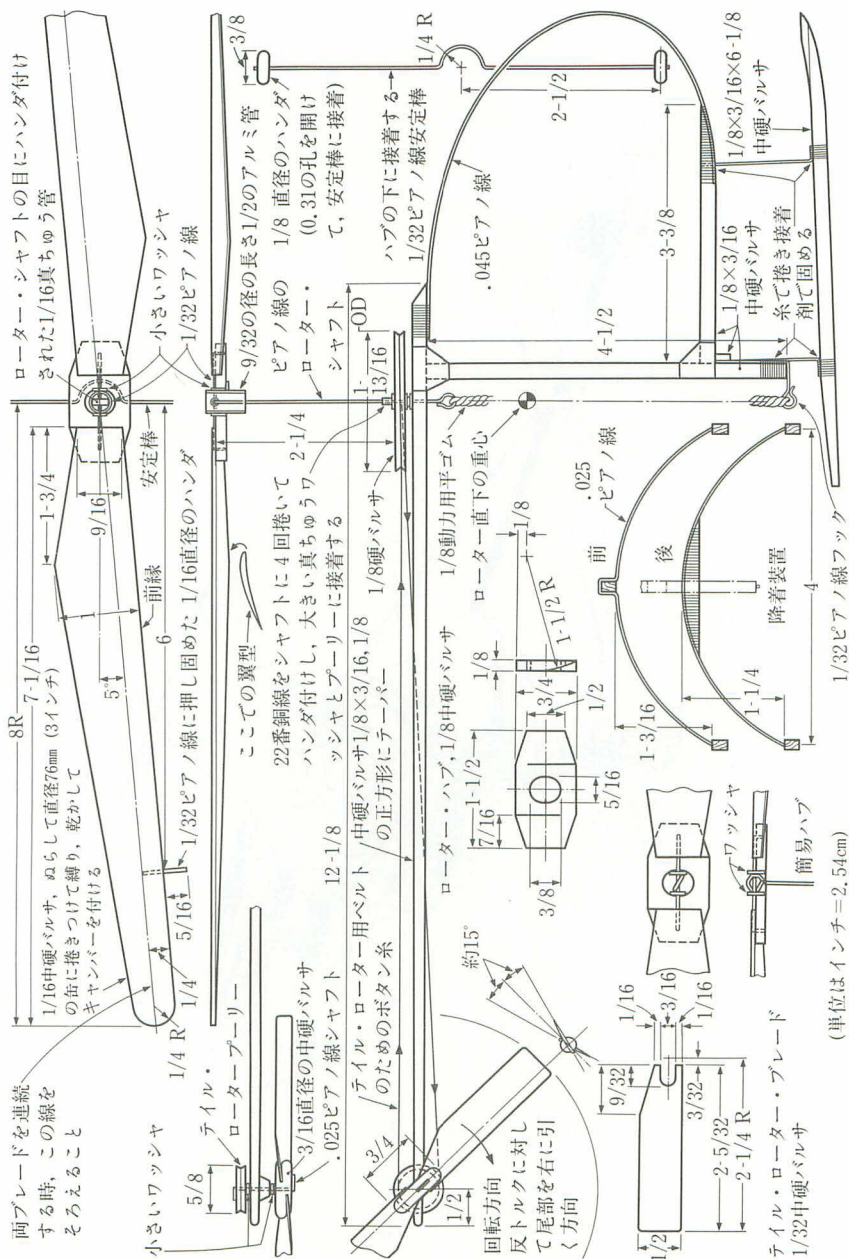
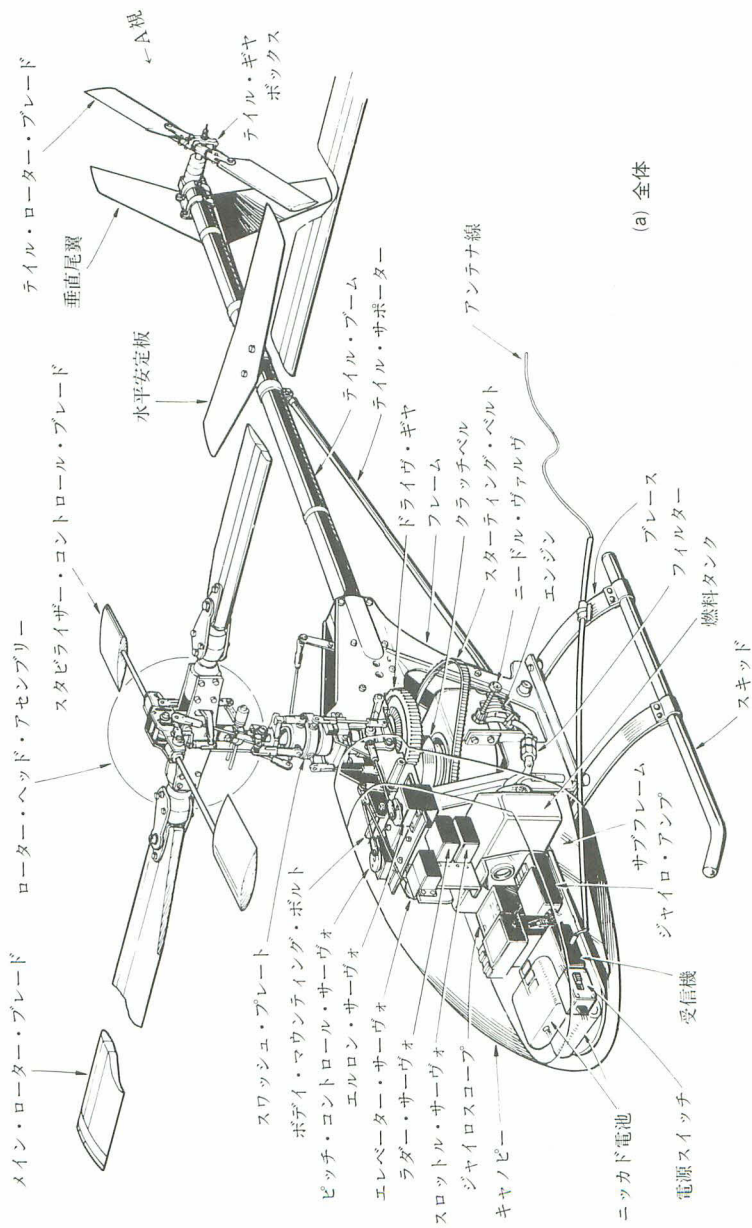
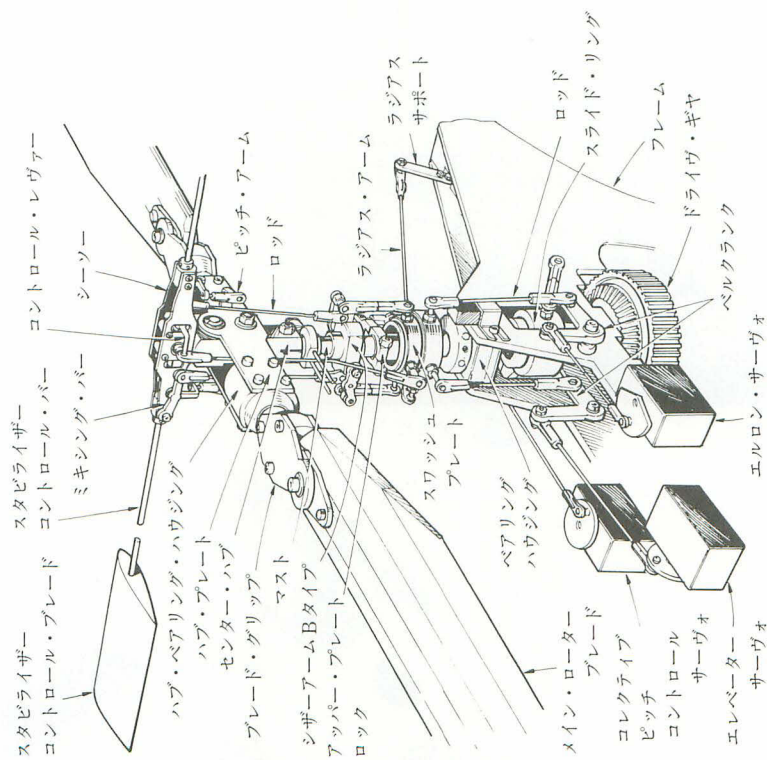
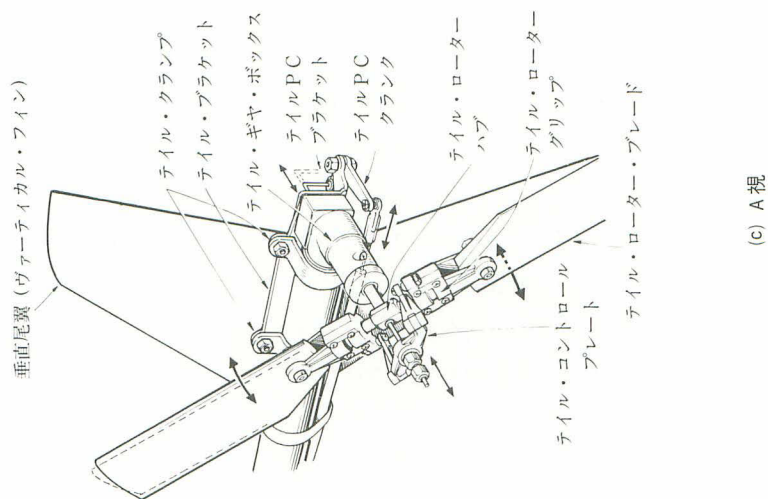



図3.3-1　(b)　ペニ号の設計図(設計：J. Burkam)

(a) 全体

図3.3-2　模型ヘリコプターの例

(b) ローター・アセンブリー

(c) A視

屋で，社員の一人が作ったものであった。バーカム(J.E.Burkam)が1969年に完成させた“ペニ(Penni) ”と呼ばれる実験用の模型は，図3.3-1に示されるように，ジンバル・ローターのハブに安定棒の取り付けられたもので，ハブの適当な所に楔を差し込むことで，ブレードがフラッピングのみ動くようになったり，また別の所に差し込むことで，フェザリングのみ動くように工夫された。こうして彼は，(ｉ)剛ローター（不安定)，(ii)シーソー・ローター(不安定)，(iii)安定棒で制御されたフェザリングのみのローター(安定)，および　(iv)ベル式の安定棒と組合わせたシーソー・ローター（安定）を目で見て飛行ぶりが理解できる模型を完成させた。

機体の構造

図3.3-2，-3に模型ヘリコプターの機体構造の一例を示した。基本的な構成は，実機のシーソー・ローターのヘリコプターと大差はない。ただこちらは

図3.3-3
スペースバロンの
機体各部

(a) カルト産業のスペースバロン

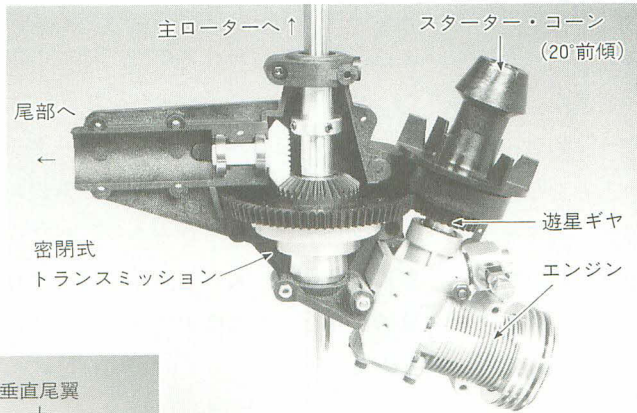
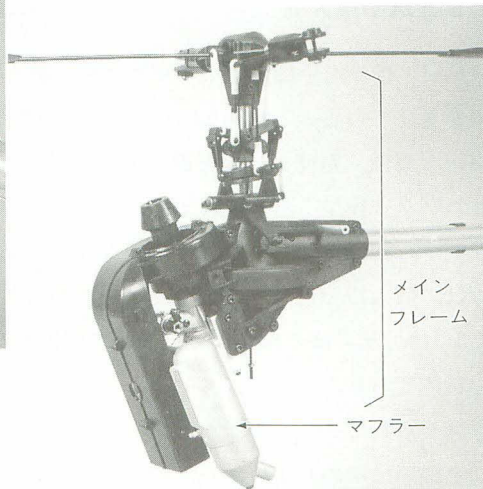
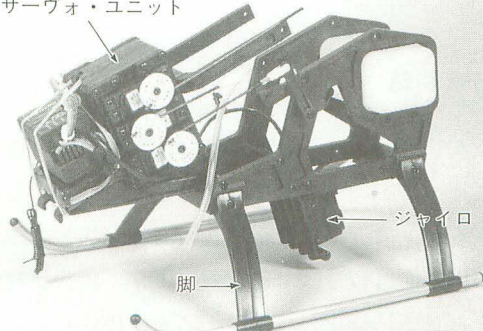
(b) ローター・ハブ

図3.3-3
(c) 駆動部

主ローターへ↑
スターター・コーン
(20°前傾)
尾部へ
←
遊星ギヤ
密閉式
トランスミッション
エンジン

垂直尾翼
尾部ローター
ブレード

(d) 尾部

メイン
フレーム
マフラー

サーヴォ・ユニット
ジャイロ
脚

(e) メイン・フレームと
脚部

人の乗る部分が無いことは言うまでもないが，サイクリック・ピッチ制御がコントロール・ローターを介して行われるので，そこの辺りが若干異なるだけである。すなわち(ⅰ)サイクリック・ピッチ入力が，“コントロール・ローター”のピッチを変え，その回転面の傾きで，主ローター・ブレードのピッチ入力を与える間接的なヒラー方式と，(ⅱ)ヒラー方式のように，入力の一部が“スタビライザー・コントロール・ローター”のブレード・ピッチを変える他に，別にベル方式のように，入力の一部が，スタビライザー・コントロール・ローターを足掛かりとして直接主ローターのブレードのピッチも変えるという混合方式もある。

世界選手権大会

FAIの世界選手権のF3Cヘリコプター部門は，相変わらず日本が圧倒的な強みを見せている。これは，エンジンを含めて模型機が良く出来ていることと，緻密な整備，完璧な技術を追及する日本人向きの競技である上に，日本のヘリコプター模型“メイニアック”（マニア）の底辺の広さに原因があるのではないか。1989年，アメリカでの第3回の大会でも，阿部伸率いる日本ティームは，個人1，2および4位を獲得し，かつ3回連続の団体優勝を決めた。表3.3-1は，その時の機体諸元，そして図3.3-4は，個人優勝に輝いた土橋幸広の機体である。

課せられたタスクの飛行パターンは，次節の図3.4-5に示されたもので，これを鮮かに決めた1位から3位までの選手は，何れも20歳のヤングパワーであった。

飛行場問題

模型航空機，特にヘリコプターは，操縦が上達すると，ちょっとした広場があれば，自由に飛ばすことができるようになる。そこで狙われるのが河川敷であるが，最近その使用禁止の立札が増して来た。実は基本的には一級と二級河川の河川敷では，建設省により，無線操縦の航空機の飛行は禁止されているらしい。禁止の理由は，周囲住民に対する危険と騒音という公害のた

表3.3-1　1989年度Ｆ３Ｃ優勝機他の機体諸元

	項目	記号	単位	ヒロボー シャトル ＺＸ	１位 土橋 幸広機	２位 泉水 和幸機	４位 石川 静男機	カルト スペース バロン
機体	全幅	B	cm	19.8	22.5	22.0	20.0	—
	全長	ℓ	cm	145.8	148.5	150.2	150.2	105.0
	全高	h	cm	38.5	39.5	39.0	40.0	
	質量	m	kg	2.350	4.850	4.700	5.200	2.500
	円板荷重	W/S	N/m²	19.1	25.0	24.1	26.7	30.0
主回転翼	ローター半径	R	cm	62.0	78.0	78.0	78.0	55.0
	ブレード翼弦	c	cm	—	5.9	5.8	6.2	—
	ブレード枚数	b	—	2	2	2	2	2
	ソリディティ	$\sigma=bc/\pi R$	—	—	0.0482	0.0474	0.056	—
	円板面積	S	cm²	12,076	19,104	19,116	19,116	9,503
尾部回転翼	ローター半径	R_t	cm	10.8	14.0	14.0	14.0	10.2
	ブレード翼弦	C_t	cm		3.0	3.0	3.0	
	ブレード枚数	b_t	—	2	2	2	2	2
	ソリディティ	σ_t	—					
	円板面積	S_t	cm²	380				
エンジン	出力	P	HP	—	1.8	1.7	1.8	—
	回転数	n_e		—	15,000	15,000	15,000	—
	馬力荷重	W/P	N/HP		26.4	27.1	28.3	

図3.3-4　1989年Ｆ３Ｃ優勝機（シャーシはヒロボーＳＳＴイーグル）

めである由。そこで模型愛好家のできることは，(a)こそこそと，法（？）を侵して，余り住民に迷惑の掛からない所でひそかに飛ばすか，(b)堂々と“スカイ・スポーツ・レジャー”として，滑空機のように，専用飛行場の設置を正式に認めてもらうかである。ぜひ(b)の方法で行きたい。そのためには，現在(a)で飛ばしている愛好家が，自主的に，周りの住民に迷惑を掛けないように努め，地道な飛行許可の請願を続けることであろう。ちょうど1985年，無線操縦機の専用電波の割当てを郵政省より許可されたように。

§3.4　回転翼機の運動

回転翼機の運動は，巡航時のそれは固定翼機とそれほど大差はない。しかし回転翼機特有のホヴァリング飛行時の運動は，固定翼機には見られない特色がある。

ヘリコプター

ヘリコプターの場合，図3.4-1(a)に示されるように，ホヴァリングの釣合飛行では，上向きの推力Tが下向きの重力Wとほぼ釣合う，$T \cong W$(通常吹下し流による下向き抗力は重力の数%)。しかし，図3.4-1(b)に示されるような，ホヴァリングから上方への加速飛行では，余剰推力$T-W$が，上方への加速度

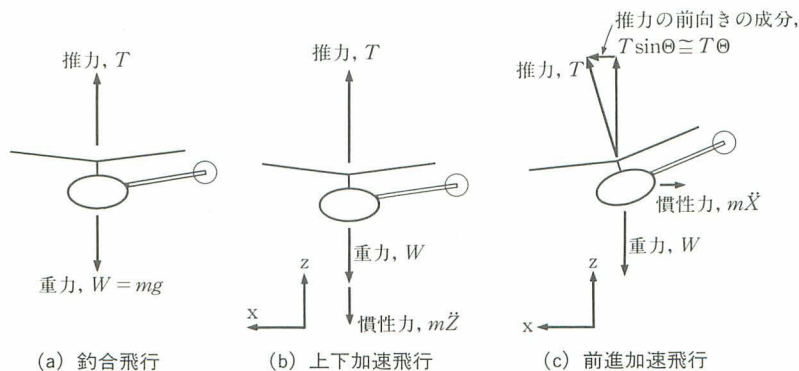



図3.4-1　ホヴァリング時の飛行(吹下しによる胴体抗力は無視)

$\ddot{Z}=(T-W)/m$を生じ，荷重倍数で，$n_z=\ddot{Z}/g=(T/W)-1$ を与える（資料3.4-1参照）。

前後の加速度は，図3.4-1(c)を参照して，釣合式$T\sin\Theta \cong T\Theta = m\ddot{X}$から$\ddot{X}=(T/m)\ \Theta$または荷重倍数で$n_x=\ddot{X}/g=(T/W)\ \Theta \cong \Theta$となる。近似は上下の力がほぼ釣合っている時に成り立ち，前後加速度の荷重倍数n_xは，ローターの傾角Θに一致する。

何れにしろ，推力Tと，回転面の水平面に対する傾きΘがどこまで大きくとれるかが運動性能の決め手となる。

前進飛行によって，ホヴァリング時と何が変わるかというと，ヘリコプターの場合も飛行機と同じようになるだけで，従って，飛行機で得られた事柄（ことがら）がほとんどそのままヘリコプターに当てはまる。ただし前方推力はローター推力の前傾で与えられるので，進行に伴う先端回転面の後方への倒れを適当なサイクリック・ピッチ操舵で修正してゆかねばならないこと，また回転翼のアスペクト比が$A\!\!R=4/\pi \cong 1.3$と小さい上に，通常機体の抵抗面積fが大きいので，高速飛行では運動性能も不利であることに注意しなければならない。

ホヴァリング飛行時の運動

ホヴァリング飛行時に，何等かの原因で回転翼の回転面が傾いて，そちらへ機体が移動したとする。図3.4-2(a), (b)に示されるように，機体の移動に伴っ

資料3.4-1　ヘリコプターのホヴァリング飛行の力の釣合い

図3.4-1を参照して，前後と上下の力の釣合いは次式で与えられる：

$$m\ddot{X}=T\sin\Theta \qquad (3.4\text{-}1a)$$

$$m\ddot{Z}=T\cos\Theta-W \qquad (3.4\text{-}1b)$$

通常先端回転面の傾きΘは小さいので，$\cos\Theta \cong 1$および$\sin\Theta \cong \Theta$が成立っているそれぞれの方向の加速度を重力の加速度gで割った荷重倍数は，

$$n_x=\ddot{X}/g \cong (T/W)\ \Theta \cong \Theta \qquad (3.4\text{-}2a)$$

$$n_z=\ddot{Z}/g \cong (T/W)\ -1 \qquad (3.4\text{-}2b)$$

となる。

T

(a) $V=0$

T

(b) $V<0$

T

(c) $V<0$

T

(d) $V=0$

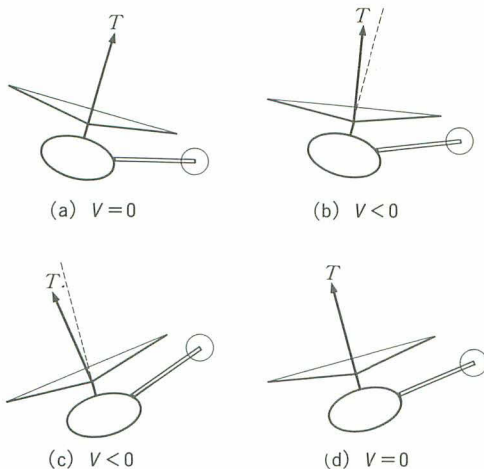



図3.4-2
ホヴァリング時の運動

て，回転翼の先端回転面は，動きと反対の方向に倒れる（§3.2参照）。このため推力軸がそちらへ傾き，初めの動きを抑える方向の復元力と復元モーメントを発生する。これで図3.4-2(c), (d)に示されるように，機体はなお後方へ動いてゆくが，やがて停止する。この時は推力軸は前向き成分を持っているので，この後で機体は前進を始める。通常この運動の減衰は悪く，行き過ぎてから再び初めと同じ回転面の傾きになって，振動が減衰するのではなく，それが限りなく続いてむしろ発散して行く。

航空機のみならず，おそらく全ての乗物の制御の中で，これは最も制御が難かしいとされているものである。その理由は，このように，空間上の一点に留まる（“定点ホヴァリング”）という位置の制御が，サイクリック操舵に伴う回転面の機体に対する傾きという制御入力を何回も積分して得られるものになるからである。すなわち，サイクリック・スティックの動きに伴う回転面の傾きは，推力の傾き，従って位置の変化の加速度を与えると共に，機体に対してモーメントを与えるので，機体には角変化の加速度（角加速度）が与えられる。それを２回積分した機体の姿勢である角度が，時間の経過と共に，定まってくるにつれて，先の推力の傾きが修正されてゆく。そのような推力の水平成分が作る加速度を２回積分したものが目標とする制御出力の位

置で，このように操舵入力と出力との間に積分回数の多いものほど制御は困難とされている。そこで，制御を容易にするために，制御入力を角加速度を１回積分した角速度にするか，２回積分した角度そのものにするか，といった操舵システムに変えることが望まれる。

巡航時の運動

垂直面内と水平面内の運動とは，回転翼の“ジャイロ効果”で若干連成することもあるが，一般にはその程度は弱く，前述のように，回転翼が固定翼機の主翼のように働いて，固定翼機の運動と大差は無い。すなわち，フゴイド・モードは一般に発散し，ダッチ・ロール・モードは単回転翼では減衰するが，タンデム·ローターでは減衰しない。表3.4-1と-2に，ヘリコプター一般についての固有安定性がまとめられている。

操舵応答

図3.4-3に実機の操舵システムを示す。図に見られるように，固定翼機の昇降舵と補助翼の操舵に対応する舵が，“操縦桿”の前後と左右への動きに対する回転翼への，縦と横のサイクリック・ピッチ入力である。つまり機体を傾けるモーメントは，回転翼が重心周りに作るモーメントである。一般に縦の操舵は，水平尾翼の傾きも変えるようになっているが，これは，どちらかというと，縦のトリムと応答のあり方に関係した操舵と思えば良い。また方向舵操舵には，“ペダル”操作による尾翼ローターのコレクティヴ·ピッチ入力が対応し，尾部ローターの推力が変わって偏揺モーメントを発生する。主回転翼の推力変化に伴いそのトルクも変動するので，当然それに応じて反トルクのトリムをとるための入力も擾乱（じょうらん）補正の操舵にされる。

以上の３舵の他に，主回転翼のピッチを変え，従って推力を増減する“コレクティヴ(ピッチ)レヴァー”操舵による“コレクティヴ・ピッチ”制御がある。これは固定翼機ではフラップ操舵同様，直接揚力制御を行うもので，特にホヴァリングを含む低速飛行での上下の制御に用いるし，前進飛行時では推力変更に利用されるものである。

表3.4-1　ヘリコプターの静安定

項　　目	単回転翼	タンデム・ローター
速度安定	前進速度が増すとローターのために頭上げになり推力は後方に傾き減衰する。	ホヴァリングでは前進による吹下しが後のローターに作用して後のローターの推力が減少するので安定な場合があるし，前進飛行の時は吹下しが減るので後のローターの推力が増し頭下げモーメントが発生する。
迎角安定	ローターも胴体も共に迎角の変化に対して不安定モーメントを発生する。	前のローターの吹下しが迎角と共に増し後のローターの推力の増しが前に比べて小さいので不安定となる。また失速も後のローターが先。
方向安定	尾部ローターが一般に方向安定性を与えている。これがないものは不安定。	垂直尾翼(後のローター・パイロン)が大きいと安定だが，前のパイロンの影響が大きく，なかなか安定にはならない。
等価上反角効果	速度安定と同じ理由で横に滑ると止める向きに推力が働く。	単回転翼と同じ理由の他に後のパイロンに働く横力が重心より高く横滑りを止めるように傾く。

表3.4-2　ヘリコプターの動安定

項　　目	単回転翼	タンデム・ローター
迎角角速度安定	ホヴァリングではほとんど期待できない。速度がつくと安定化する	ほとんど期待できない。$\mu \cong 1$ で安定度が大きくなるが，その他では小さい。
縦揺角速度安定	減衰の程度は弱い。水平尾翼が大きいと，団扇（うちわ）を煽（あお）ぐ形となって減衰が増す。	減衰は悪いが，単回転翼よりは値が大きい。
横揺角速度安定	減衰するが弱い。	減衰するが弱い。
偏揺角速度安定	減衰するが弱い。垂直尾翼が大きいと若干改善される。	減衰するが弱い。後のローター・パイロンが大きいと若干改善される。

上記の舵のうち，主・尾部回転翼共にコレクティヴ・ピッチ変化に基づく推力の変更は，入力と同時に力が発生するので，操舵応答は極めて早い。また主回転翼へのサイクリック・ピッチ入力では，先端回転面の傾きが，やはり，ブレードの１回転以内に達成されるので，これも充分早い応答で，モー

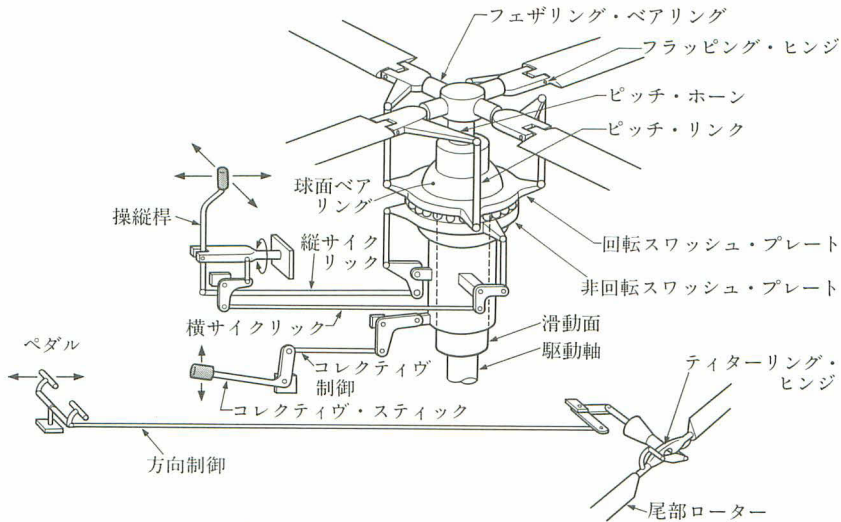



図3.4-3　ヘリコプターの操舵システム

メントも横力も直ちに発生する。§3.2にも述べたことだが，先端回転面の傾きで発生するモーメントは，図3.4-4に示されるように，2種類あって，一つはハブで発生するヒンジ・モーメントで，もう一つは推力軸が重心を外れていることから生ずるモーメントである。モーメントは，機体を傾け，そのことでその方向への推力成分をさらに増大させる。ただしこれは，機体の姿勢変化に対応する遅れがある。初期に発生する推力の水平成分は，ほぼ操舵と同時に達成される回転面の機体に対する傾きβ(β_{1c}またはβ_{1s}あるいはそれ等の

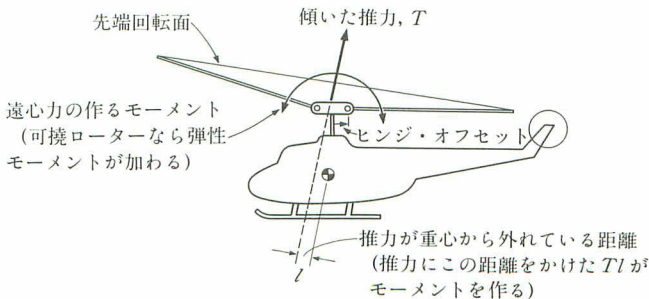



図3.4-4
サイクリック操舵により発生するモーメント

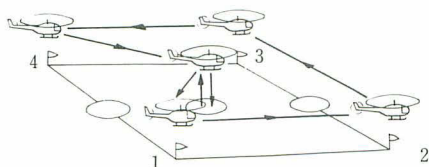
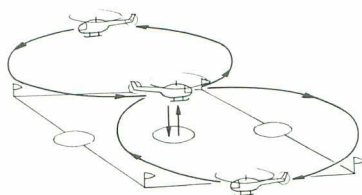
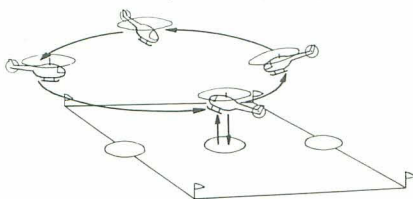
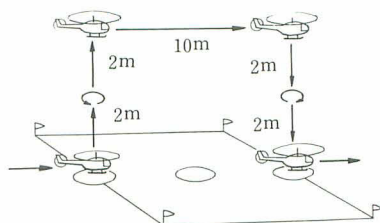
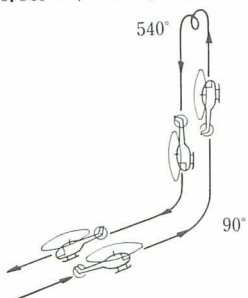
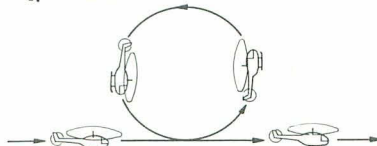
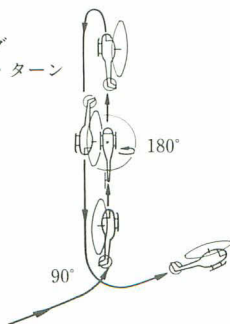
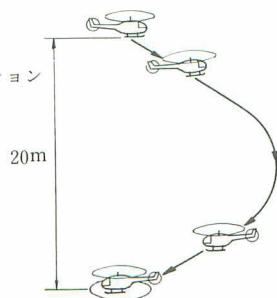



図3.4-5　Ｆ３Ｃ世界選手権で課せられたタスク

混ざったもの）と推力Tとの積$T\beta$で与えられる。この推力Tはほぼ重力Wと等しいから，水平方向の加速度は，重力加速度を単位とした時，$T\beta/W\cong\beta$で与えられる。通常瞬時に最大，$\beta\cong 11^\circ\cong 0.2$radian は与えられるので，水平方向加速度が，初期だけでも0.1～0.2Gは得られるのである。

さらに操舵のモーメントで機体が例えば頭下げの縦揺れ角$-\Theta$傾くと，先の先端回転面の縦方向の傾きβ_{1c}に加えて，このβ_{1c}と$-\Theta$の和$\beta_{1c}-\Theta$が，推力軸の角度変化となるのである（図3.4-2(c)では$\beta_{1c}=0$の例，また資料3.4-1参照）。ただし，このΘの変化は，機体が運動して傾くという時間がかかるので，βの変化に比べて，Θの変化は若干の時間おくれを伴う。

初期の力が，重力の１～２割程度もあることと，それが瞬時に得られるからこそ，ヘリコプターは空中の一点に，いわゆる“定点ホヴァリング”の状態（空中停止）で，物資や人員を容易に積み卸しのできる飛行が可能なのである。こういった作業は，例えば飛行船にやらそうとしてもできるものではない。そんなに大きい上下や左右・前後の加速度が作れないのである。

アクロバット

飛行機と同様の飛行が可能であるが，ここでは1989年の世界選手権で課せられた“タスク”を紹介する。図3.4-5にその動きを示した。この動きを風のある中できちっとこなすには高度の技術を要する。

低Ｇ飛行

上下加速度の大きい引き起こしは，大きい推力による高い上方への加速度Gを生む。しかしその後に続く水平飛行への移行は山型の軌跡を伴う1G以下の低い加速度となる。極端な場合，ヘリコプターやオートジャイロで推力$T=0$の飛行は，無重量の弾道飛行である。

さてそのような上向きの推力Tの小さい飛行では，ヘリコプターの制御モーメントのうち，ハブ・モーメントを除いて，推力軸が作るモーメント（すなわち推力Tと重心から推力軸への距離ℓとの積で決まるモーメント$T\ell$）が減少する。このため制御能力が減って，特にシーソー・ローターのようにハ

ブ・モーメントが得られないヘリコプターでは，それは致命的な操縦不能を来たす。ヒンジが外に出ている関節式ローターや，ヒンジ無しの可撓式ローターでは，推力の作るモーメントが無くなっても，遠心力あるいは弾性力の作るハブ・モーメントがあるので（§3.2参照），ある程度の制御能力が期待できる。

そこでシーソー・ローターの模型ヘリコプターでは，ローターのハブにゴムを挿んで，フラッピング運動にばねの拘束(こうそく)を与えて，ハブ・モーメントを作り，制御能力を高める。これにより，いかなる飛行状態でも充分な制御モーメントを作ることができる。

自動安定装置

模型機に多いシーソー・ローターでも，ゴムを挿んで制御能力を増した結果，操舵応答は良くなったが，安定不足の改善にはならない。そこで制御能力に見合う減衰を与えるために，“安定増大装置”（“SAS”）の導入が行われる。これはレイト・ジャイロを装備することで，各軸周りの機体運動の角速度を検出し，それをフィード・バックして入力に混ぜるというシステムである。これで§2.3で述べたような小型の模型機につきものの周期の短かい機体や，タンデム・ヘリコプターのような縦安定の悪い機体の制御は大分楽になる。

しかし制御能力を重視する競技機では，方向の減衰を高める偏揺のレイト・ジャイロは用いるが，その他のジャイロを使わないという例が多い。

また後述の農薬撒布機のように，位置の精度が要求される機体では，“ヴァーティカル・ジャイロ”または同等の角度検出器を導入して，それを制御入力へフィード・バックする“自動安定装置”（“ASE”）が用いられる。さらに実機では離着陸から，ホヴァー，巡航と幅広い飛行速度に対して，仕事をさせる時には，“自動飛行制御システム”（“AFCS”）が利用される。この場合に機体の角度変化の検出のみならず速度や高度が自動的に検出され，それが制御系統にフィード・バックされる。模型でも，後述の高級な“遠隔制御ヘリコプター”（“RPH”）に装備されるであろう。

第4章　遠隔制御機と羽ばたき機

本章では，前記以外の無人機として，模型機とは別の実用無人機である遠隔制御機（RPV）と，現時点では有人機の無い羽ばたき機についてまとめてみる。

§4.1　遠隔制御機(RPV)

これまで述べて来た手投げ機や模型航空機は，昔からメイニアックによって愛用されて来た一種の“無人航空機”（“UAV”）略して“無人機”である。ただし飛行距離，滞空時間，飛行速度，あるいは曲技等を競う模型航空機に対して，本節で扱う“遠隔制御機”（“RPV”）は，機上のパイロット無しで飛行する無人機ではあるが，あるミッションを遂行する目的を持ち，地上または別の航空機あるいは船舶上の操縦者によって遠隔制御される航空機である。第2次大戦中に出現したドイツの飛行爆弾V1は，明らかにUAVではあるが，RPVではない。

RPVには，そのミッションに応じて，(i)射撃目標機，偵察機，妨害電波発振機等の軍用機，(ii)農薬撒布機，(iii)雪崩，山崩，噴火口等の監視機，(iv)架線，救難等の作業機，(v)研究実験機等がある。

飛行機(RPA)

図4.1-1および表4.1-1に“遠隔制御飛行機”（“RPA”）の例をいくつか示した。(a)はイスラエル・エアクラフト社のスカウトで，レバノンにおける戦闘で，TVカメラによる素晴らしい偵察能力を発揮したことで知られている。一定の高度と速度の保持が可能な自動制御装置を備えたこの機体が齎（もたら）した成果が，その後の各国のRPV開発の意欲を促進した。(b)はノースロップ社の亜音速ジェット機のBQM-34A（ファイアビー）とNV-144で，標的機としても，

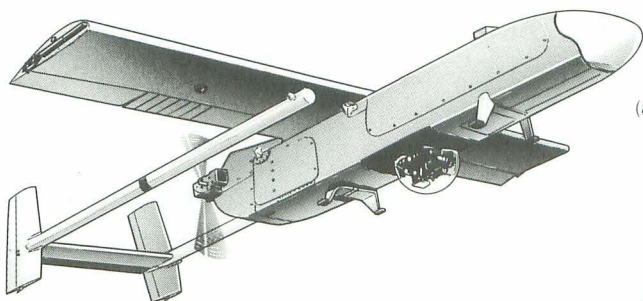
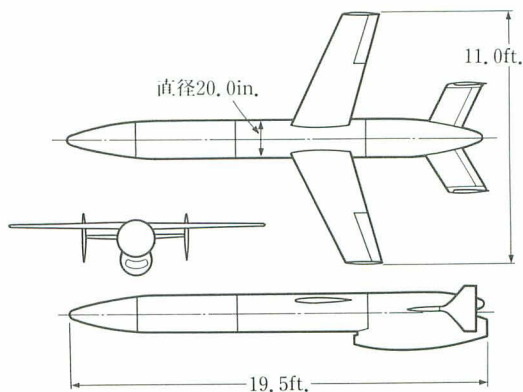



図4.1-1
ＲＰＶの飛行機(ＲＰＡ)
(挿絵はいずれもAviation Week & Space Tech., Aeronautical Journal等の写真からの推測図)

(b)(i) BQM-34A(ファイアビー)

(b)(ii) ＮＶ-144の３面図

(c) ＢＧＭ-34Ｃ

(d) スカイアイ (Skyeye)

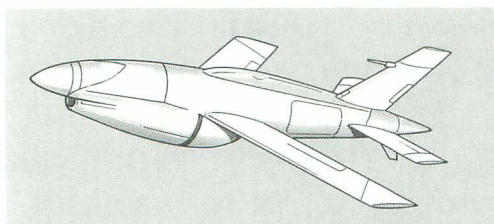
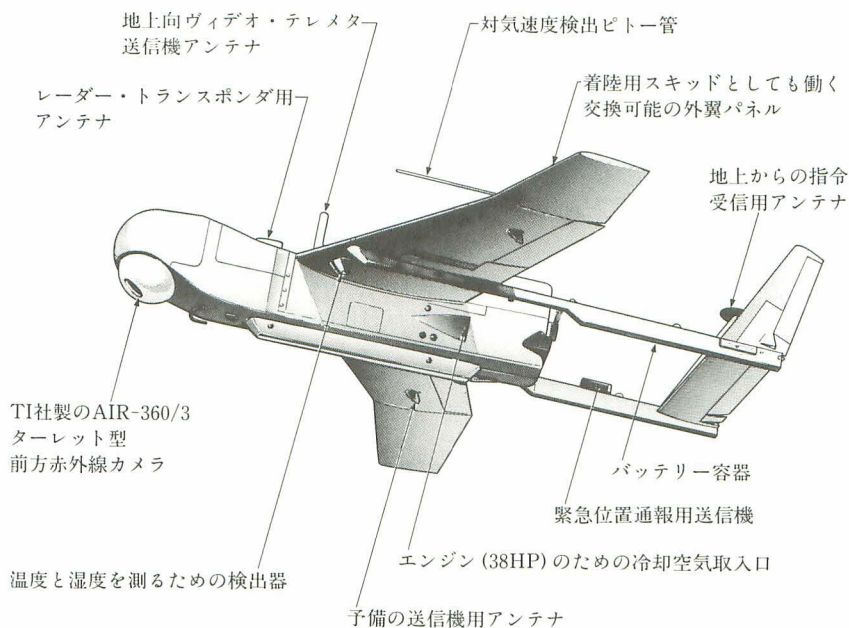
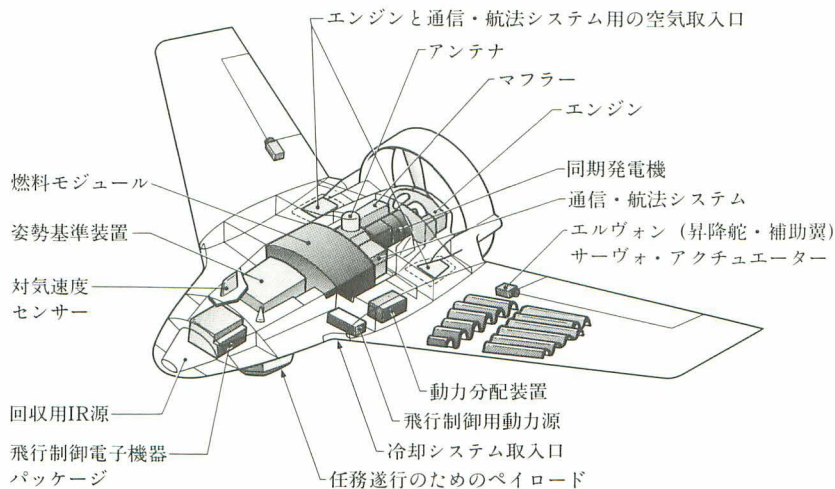
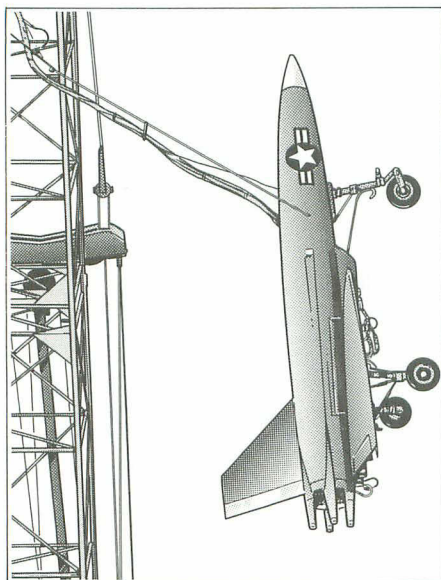
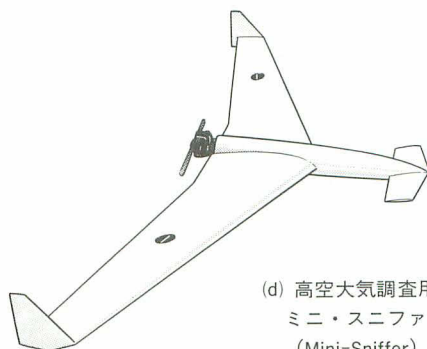
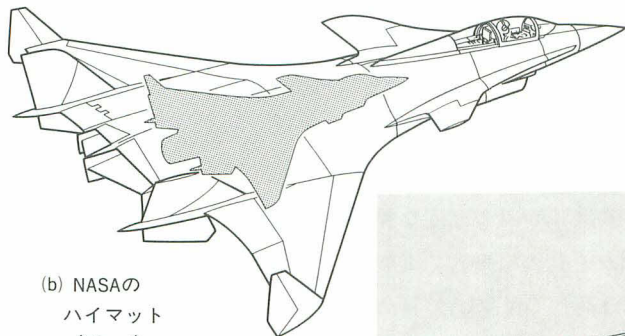
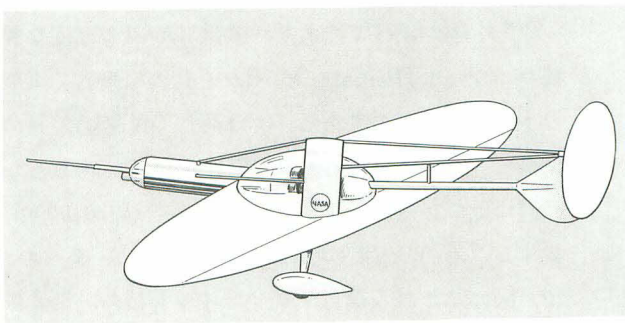
エンジンと通信・航法システム用の空気取入口
アンテナ
マフラー
エンジン
燃料モジュール
同期発電機
通信・航法システム
姿勢基準装置
エルヴォン（昇降舵・補助翼）サーヴォ・アクチュエーター
対気速度センサー
動力分配装置
回収用IR源
飛行制御用動力源
飛行制御電子機器パッケージ
冷却システム取入口
任務遂行のためのペイロード

(e) アークアラ (Aquila)

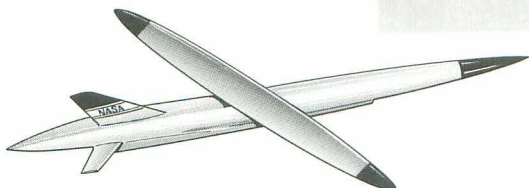
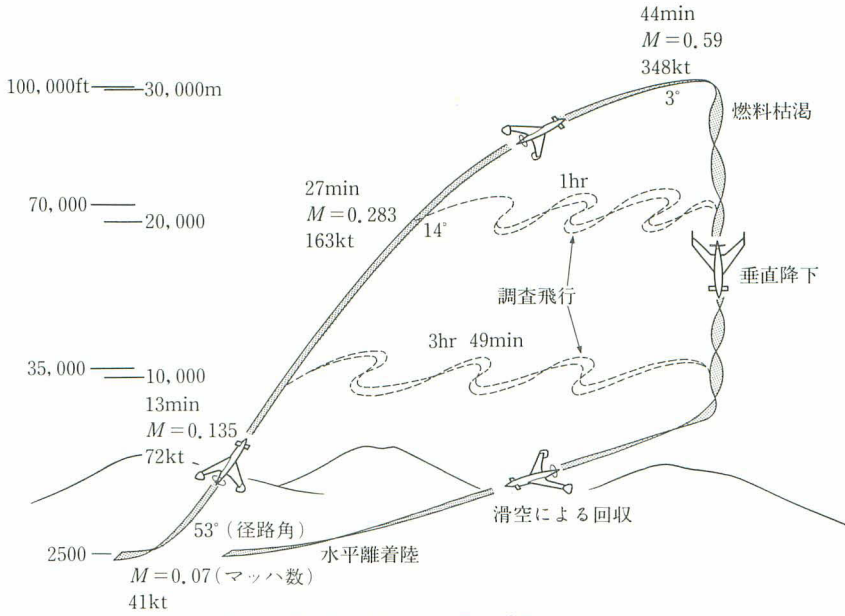
表4.1-1　飛行機ＲＰＶ（ＲＰＡ）

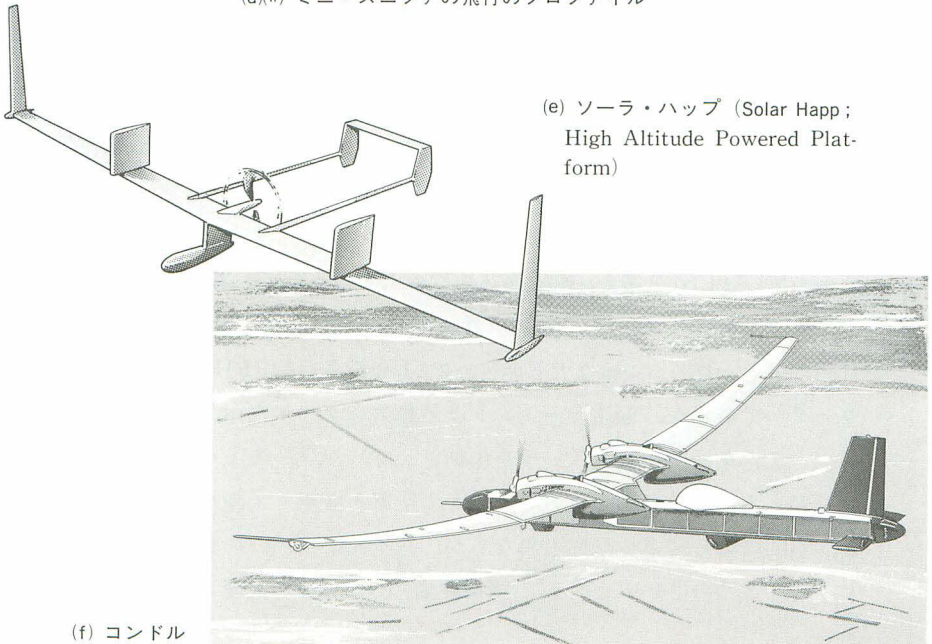
諸元	記号	単位	Israel Aircraft Scout	Northrop BQM-34A Firebee	Northrop NV-144	Teledyne Ryan BGM-34C	Development Sciences Sky Eye R-4E	Lockheed (LMSC) Aquila	Lockheed (LMSC) Solar Happ	Canadair Dornie 289	Mirach 26	Mirach 150	Boeing Condor
翼　幅	b	m	4.96	3.93	3.35		6.10	4.00	約100	1.32	4.73	2.60	
全　長	ℓ	m	3.68	6.98	5.33		4.12	2.13		3.52	4.00	4.71	
全　高	h	m		2.04									
翼面積	S	m^2							＞180		3		
アスペクト比	Æ	—					7.4		＜56				
質　量	m	kg	159	1,130	640	1,400	354	110	900	295	185	310	9,070
翼面荷重	W/S	N/m^2							＜50				
推進機													Teledyne Continental
推力(N)または	T	N		4,300	4,300					1,070		1,470	
馬力(HP)	P	HP	22				46		15		26		175×2
馬力荷重	W/P						70		600				
飛行距離	R	km	100		1,450		148			180～200	600	700	
滞空時間	t	hr	7	1	＜0.83		10	1年＜			4	1.25	
飛行高度	H	m	＜3,000	90～15,240	15,000		5,490	＜3,000	20,000		3,500	10,000	
巡航速度	V	$\frac{km}{h}$/kt	100/55～150/80	930/500	1,100		111/60～185/100			740/400	180/100	850/500	
最大速度	V_{max}	km/h	150			740	232	185/100					
ペイロード	m_p	kg	38				80	27			50	50	
使用目的			偵察	標的・偵察	多目的	多目的				監視			高々度多目的
装　備										Corsane IRCS & Zeiss tripple lenz camera	GPS navigation		

また偵察機としても用いられる。陸軍用の前者は，空中からでも(DC-130)また地上からでも離陸が可能で，着陸はパラシュート降下で行うが，その途中で，ヘリコプターにより回収することもできる。後者は海軍用で，機首に前方監視用赤外線検出器等を積載できる上に，衛星を利用して位置を知ることのできる“GPS”装置も持てるようになっている。(c)は米空軍の開発したテレダイン・ライアン社製のBGM-34C 多目的短距離機で，偵察能力に加えて，電波妨害や誘導弾の発射もできるものである。米空軍はさらに発展型の多目的機を考え，新(Advanced)をつけて“ARPV”としている。(d)は陸軍のためにディヴェロプメント・サイエンス社(DS社)が開発した偵察・監視機のスカイアイである。(e)は米陸軍がロッキード社と共に開発した多目的機アークアラ(Aquila,鷲の意）で，ケヴラ・エポキシ社製の機体に，ウエスティング社製のTVカメラ，レーザー測距/目標識別機，自動ヴィデオ・トラッカ，光学機器等を備え，目的地上空での監視ができる。さらに夜間用赤外線カメラも備えることで，夜間活動が期待できるものである。無人機では指定された航路の“転換点”の数が大事で，それが多いほど奥地まで侵入できる。

次に興味のあるRPVとして，実機で行うより安価で，安全で，思い切ったことのできる研究用相似RPVを紹介しよう。図4.1-2にそのいくつかの例が示されている。(a)は突立った姿勢のまま垂直に離着陸する海軍用“テイル・シッタ”の実験用RPVであり，(b)はNASAの高度な操縦性の研究のための実験機ハイマット(Himat）と，それを初めに無人で実験する小型のRPVをシルエットで示したものである。(c)は同じくNASAの斜め翼機の研究に用いられた模型で，(ｉ)は低速用の翼幅6.7mのもの，そして(ii)はファイアビーIIを斜め翼に改修したものである。(d)は高空(約30,000m)での大気を資料として収集するための，“研究用RPV”（“RPRV”）のミニ・スニファ(Mini-Sniffer)で，図に示される飛行プロファイルを持ち，例えば20,000mでは約1時間滞空できる。(e)はNASAの依頼で，ロッキード・ミサイル・スペース社の提案しているソーラ・ハップ(Solar HAPP)と呼ばれる高空長期滞在機である。(f)のボーイングのコンドル同様，機は比較的風速の低い高度20,000m辺りのある定められた点付近を，時速100km/hで飛び続けるというものである。そ

図4.1-2　研究用ＲＰＶ

(a) テイル・シッタ用
RPV

(d) 高空大気調査用の
ミニ・スニファ
(Mini-Sniffer)
(i) 外形（上）

(b) NASAの
ハイマット
(Himat)

(c) NASAの斜め翼機
(i) 低速用（上）
(ii) 高速用（左）

(d)(ii) ミニ・スニファの飛行のプロファイル

(e) ソーラ・ハップ（Solar Happ; High Altitude Powered Platform）

(f) コンドル

のエネルギー源は太陽光。そして任務は，地表面の偵察（例えば作物の成育状況の観察）や通信の中継等いろいろ考えられる。問題は，（ｉ）日中のみ得られる太陽光の獲得のための効率良い光電気変換素子および夜間飛行のためにそれを貯える電池の開発と，（ii）高空飛行であることおよび太陽電池のために主翼面積の大きい，必要馬力の小さい機体の開発とである。表4.1-1に示されているように，翼面荷重も馬力荷重も，人力機並である。そして最後の(f)はボーイング社のコンドルと呼ばれるUAVである。比較的風が少なく他機の飛行もない20,000m以上の高々度を長時間飛行する同機は，世界の上空どこへも行けるので，軍用のみならず民間用偵察機として使われる可能性が高い。B747より大きい翼幅61mの高アスペクト比の翼は，ノメックスのハニカムに炭素とケヴラーを使ったサンドウィッチ構造であるが，加速度負荷2Gの飛行に対して，翼幅が12mも上に撓む。アスペクト比が大きいので，揚抗比は高性能グライダーなみの40と大きい。

ヘリコプター(RPH)

ヘリコプターのRPV，すなわち“RPH”は，レジャー用模型ヘリコプターの普及に刺激されて，最近急激に発達して来た。主として軍用に使われるものが図4.1-3に，そしてそれ等の諸元が表4.1-2に示されている。(a)は英陸軍のためにウエストランド社が開発した偵察用のRPH のウィスプ(Wisp)である。共軸反転のローターを用いることでコンパクトにまとまった。自動飛行制御装置(AFCS)を備え，操縦は容易であると言われている。(b)はML航空社のスプライト(Sprite)で，これも共軸反転ローターを使い，軍用と民間用と多目的に用いられる。(c)はカナドエアーのCL-227多目的RPHである。共軸反転ローターであるが，偏揺モーメントは差動コレクティヴ・ピッチを使わずに，各ローターを回す磁気クラッチを作動させて，パワーの上下ローターへの配分を変えることで制御している。カナダ空軍と海軍，米陸軍，および民間用と，目的に応じて多少形態も異なるが，基本的には（ii）の断面図に見られるように，３つの“モジュール”（構成要素）に分かれた大変コンパクトな物である。

図4.1-3　ヘリコプターRPV
（RPH）

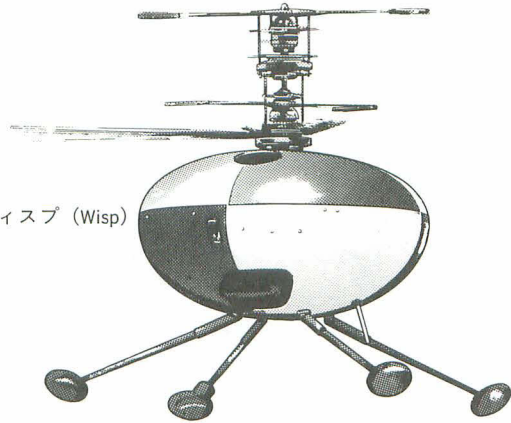
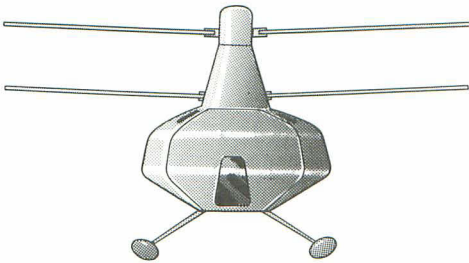
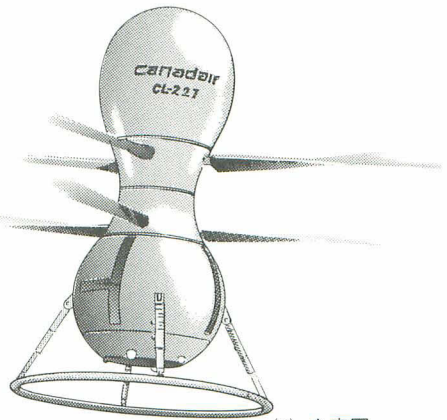



図4.1-3
(d) CH-84

(e) B340ポインタ

全幅　5.41m
(ローター回転中)

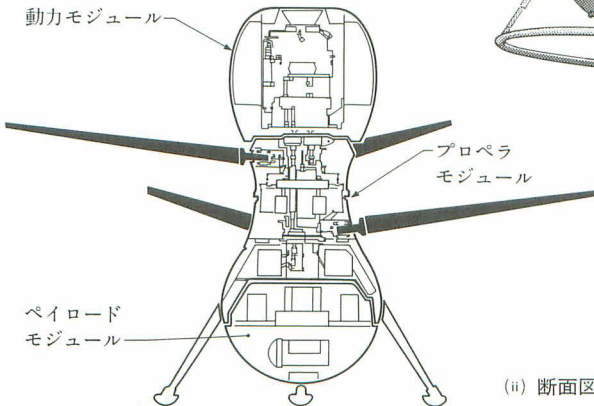
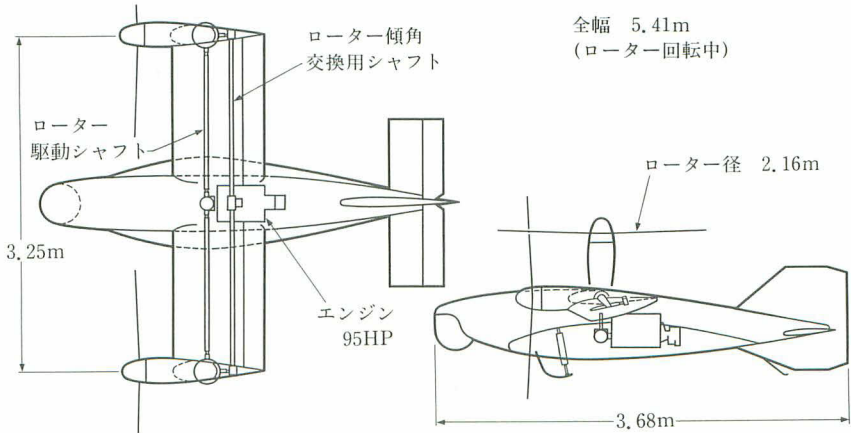
ローター傾角
交換用シャフト

ローター
駆動シャフト

ローター径　2.16m

3.25m

エンジン
95HP

3.68m

機体の安定と制御のために，“ディジタルAFCS”，“ストラップ・ダウン”式の“慣性航法装置”および気圧高度計を備えている。従って，飛行径路は指定された32個の基準点を通ることができ，転換点は飛行中に変更することもできる。

(d)は米陸軍のコンペティションに応募したエアロダイン社のCH-84 ペガサ

表4.1-2　ヘリコプターＲＰＶ（ＲＰＨ）

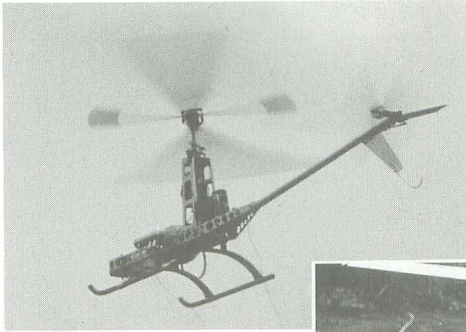
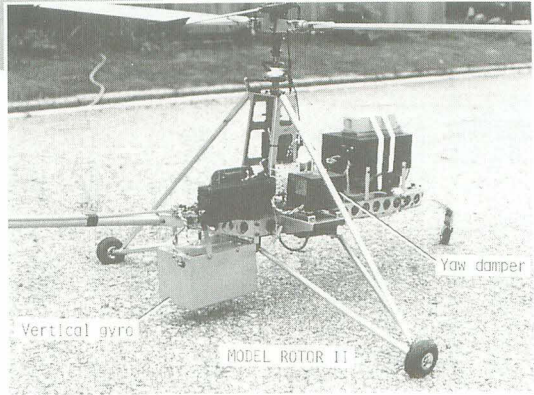
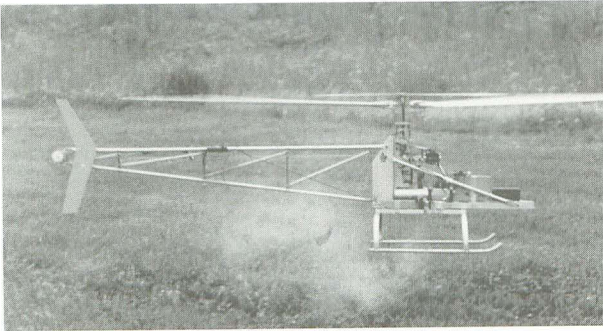
諸元	記号	単位	Westland WISP	ML Sprite	Canadair Flying peanut CL-227	Aerodyne CH-84 Pegasus	日本航空電子 スカイロボット KG-135	ヤマハ R-50	日本農林水産航空協会 RCASS
回転翼直径	D	m	1.525	1.600	2.50	6.10	3.250	3.070	2.600
全　　高	h	m	0.86	0.900	1.64	2.74	1.060	1.000	1.760
回転翼面積	S	m²	1.83	2.01	4.90	29.21	8.29	7.40	5.31×2
質　　量	m	kg	30	—	125	1,179	73.0	67.0	100.0
円板荷重	W/S	N/m²	16.1	—	250	396	86.4	88.8	185/2=92.4
搭載馬力	P	HP	4.2	6×2	51.5	425	12.5	12.0	20
馬力荷重	W/P	N/HP	70.1	—	23.8	27.2	86.4	88.8	49.1
飛行距離	R	km	—		50			—	—
滞空時間	T	hr	1	2.5	2.5	6.5		0.5	0.5
飛行高度	H	m			2,800			100	—
巡航速度	V	km/h/kt	—/55	110	—/80	—/55	—	—	—
ペイロード	m_p	kg		45	45	450	20	20	20
使用目的			監視	多目的	多目的	偵察 対潜水艦	農薬撒布 パトロール	農薬撒布	農薬撒布

ス(Pegasus) で，米海軍用の仕様も充たすものである。この機体は，ジャイロダインの開発したダシュ(Dash)と呼ばれた対潜用ヘリコプターからの発展型の共軸反転ローターのRPHである。

(e)はベルとボーイングの共同開発中のティルト・ローター機用のRPVのB340で，船舶からの離着陸研究用である。

農薬撒布ヘリコプター

有人飛行機による農薬撒布は，米国で最も多く利用されているが，地形が複雑で農地（蜜柑畑や田圃等）の狭い我国では，有人ヘリコプターの利用が世界で最も盛んである。しかし，ヘリコプターによる農薬撒布は，ある時期に集中し，しかも撒布を希望しない農地や，池などへの農薬飛散を防ぐために，どうしても風の弱い朝・夕の短時間に，しかも高度を低く飛ばなければならない。このため，機体，その整備士，パイロットの忙しさが，特定の時期にピークに達すると共に，整備士とパイロットへの負担が急増する。例えば高圧線の存在に気付かないといった，疲労による不注意からの事故が目立

図4.1-4
無線操縦ヘリコプターの例

(a) 1号機

(b) 2号機

(c) 3号機

つようになって来た。

そこで，有人機ならぬRPHで農薬を撒布しようという動きがあって，筆者もその開発に参加した。実は20年ほど前に，すでに手放しでもホヴァリング飛行のできる自動制御（1個のヴァーティカル・ジャイロで姿勢安定をとり，3個のレイト・ジャイロでダンピングを与える）システムを備えた模型ヘリコプターを開発していたので（図4.1-4），その経験を生かしたのである。筆者

図4.1-5　RPHの例
(a) RCASS
（日本農林水産航空協会）

(b) ヤマハＲ-50

(c) 日航電KG-135

のそれは前述のように，元もとは気球観測用機材の高空からの回収に使うつもりで開発したものであるが，カメラを積んでの撮影や農薬撒布も可能であった。機体の諸元は表4.1-2に示されている。

図4.1-5は最近開発されたRPH3機種を示している。(a)は日本農林水産航空協会のプロジェクトである“RCASS”機である。共軸２重反転ローターを採用したのは，機体がパイロットより充分遠方に離れて，機体の向きが判らな

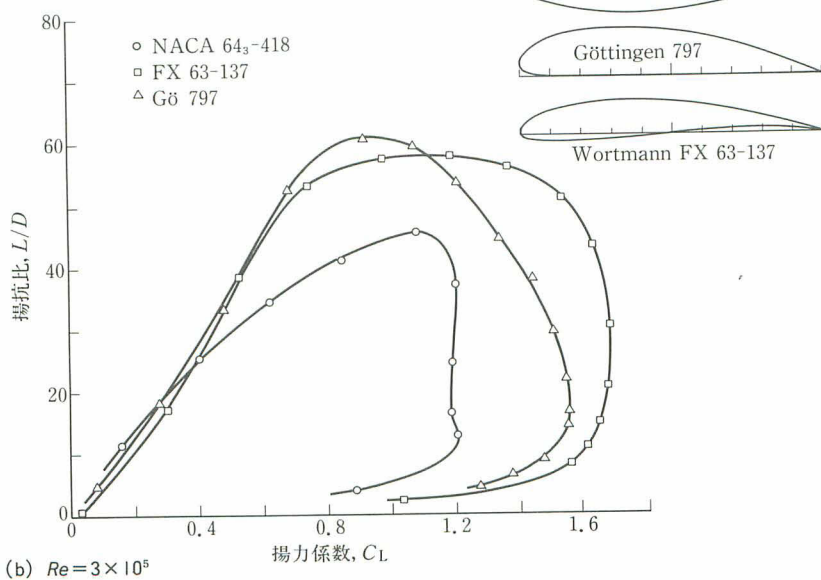
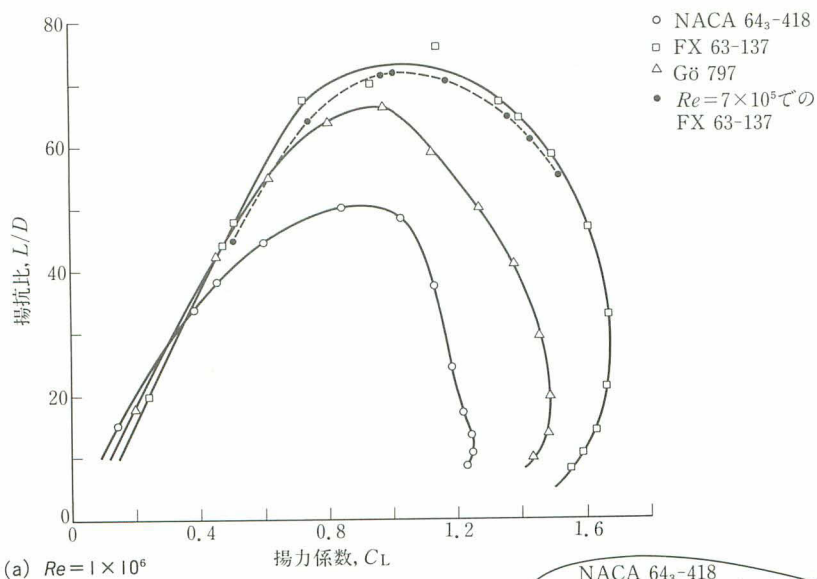



図4.1-6　2次元翼型の揚抗比のレイノルズ数による違い

くても，それを気にせずに位置が変えられること，その結果，予めプログラムされた径路に沿っての農薬撒布を容易ならしめるためである。単ローターのRPHでは，機体を遠方に離さないようにするか，テレヴィ・カメラを搭載して，パイロットが常にその映像を見ながら機体位置を決めないといけない。(b)はヤマハR-50の例で，有人ヘリコプターと同じ方式の農薬撒布を行う。(c)は日航電のKG-135で，慣性誘導装置を備えているので，指定径路に沿っての飛行ができるが，単ローターのヘリコプターであるから，後進は機体の向きを変えないで尾翼が先行して後ずさりの飛行となる。

RPV用翼型特性

特にRPV専用の翼型があるわけではないが，レイノルズ数が小型の模型機ほど小さくないので，2次元翼の特性は，図4.1-6に示されるように，人の乗る実機のそれと大差はない。

§4.2　羽ばたき機

鳥の羽ばたき飛行を見て，人間も同じようにすれば飛べるかも判らぬと考えるのは，極く自然のなりゆきである。古くから空を飛ぶ試みは羽ばたきを真似る物であった。ダビンチの例はあまりにも有名である。身近な鳥であるコウノトリを良く観察して，図4.2-1に示されたような翼の動きのスケッチを残したのが，オットー・リリエンタールであった。彼は翼の上下運動と，若干のピッチ角変化とで，主翼の両翼端に推進力が発生することを理解していたが，そのような機体を作る前に，先ずコウノトリの上手な滑空飛行に目をつけて，ハンググライダーの製作とそれを使っての滑空力学の勉強および滑空の技術習得に励(はげ)んだ。日本の飛び安里(あさと)も足で踏む羽ばたき飛行を夢見ていた。しかし，人力での羽ばたき飛行の試みは，どれもこれまでに成功したという話は聞かない。

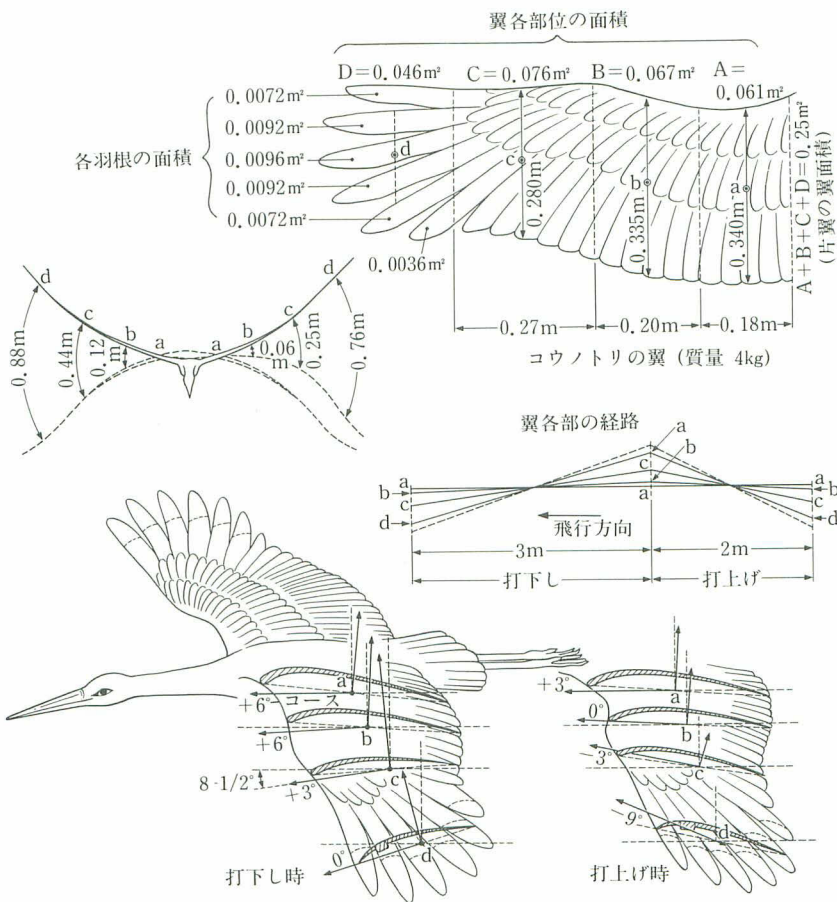



図4.2-1　リリエンタールの鳥の羽ばたきのスケッチ

羽ばたき翼に働く空気力

図4.2-2に羽ばたき翼に働く空気力が示されている。(a)は翼が前進中に下に動いた場合である。前進に伴う後向きの流れuと，下向きの動きに伴う上向きの流れw（吹下しで若干減少）とを合わせた流速は翼面の前下方から図のようにやって来る。これに垂直上向きに揚力Lが働き，後向きに抗力Dが働く。空気力の合力Rは，従って$R=\sqrt{L^2+D^2}$で与えられる。この合力は，下への動

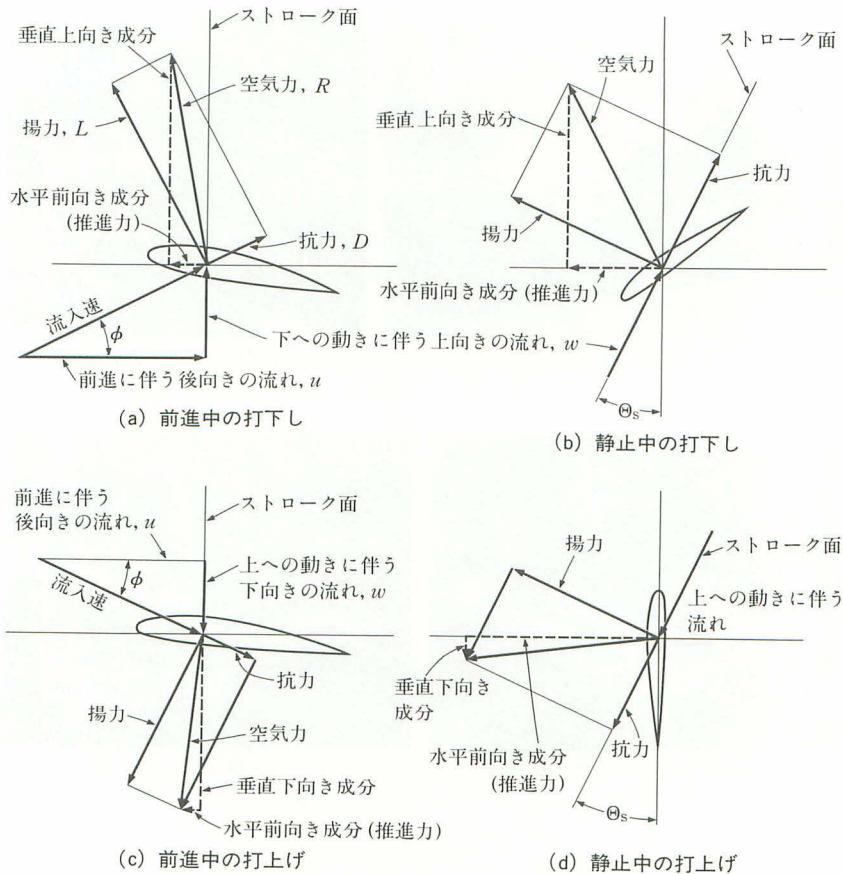
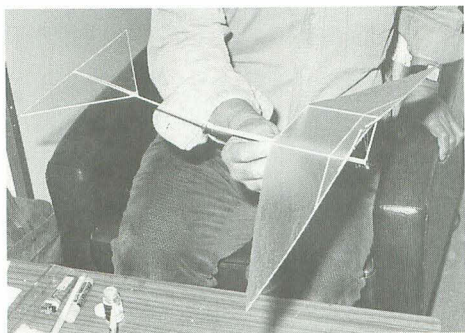
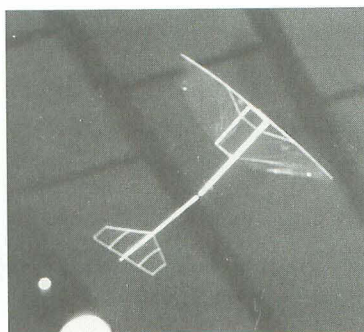
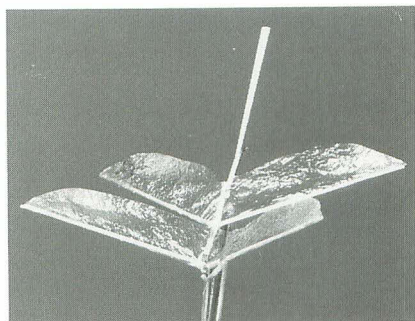
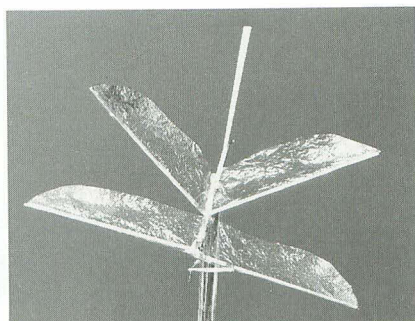
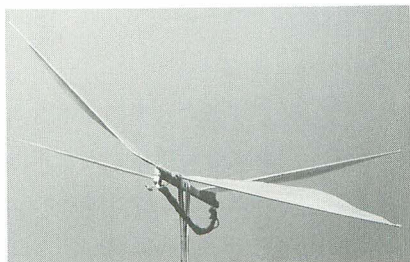



図4.2-2　羽ばたきに伴う空気力

きが速いほど前傾角$\phi=\tan^{-1}(w/u)$が大きくなる。さてこの合力の前進方向（図で水平方向）成分が推進力を，そして垂直上向き成分が重量を支える力となる。推進力は翼以外の抗力成分と釣合うか，それより大きければその分が前方への加速に伴う慣性力と釣合う。(b)は前進速が無い場合に翼が下方に動いたものである。この時は羽ばたき翼が動く“ストローク面”は斜めになる(先の(a)の場合ストローク面は実は垂直としていた)。つまり翼を斜め下方に動かすと共に，翼弦をストローク面の方へ傾けて，それで前進速の無いこ

(i) 上から見た図（製作：野中繁吉）　(ii) 飛行を下から見た図

(a) 1対の羽ばたき翼をもつ機体

(i) 前方の右翼が打上げ，後方の左翼が打下しの状態

(ii) 前方の右翼が打下し，後方の左翼が打上げの状態

(b) トンボ型羽ばたき翼をもつ機体（製作：吉良幸世）

(i) 前翼の左翼が下がり右翼が上がった状態

(ii) 前翼の左翼が上がり右翼が下がった状態

(c) 前方羽ばたきのタンデム翼の機体（後翼は胴体で固定）（製作：吉良幸世）

図4.2-3　模型羽ばたき機

とを補って，翼面の斜め下方から空気が入って来るようにする。そこで流れに垂直に働く揚力と，平行に働く抗力とが作る合力が，(a)の場合と同じように前向き成分の推進力と上向き成分の垂直力とを作ってくれるのである。

(c)は前進中の打上げ時を，そして(d)は静止中の打上げ時の空気力が示されている。(c)の状態では，空気力は下前向きに働き，推進力成分は出るが，上向きの成分が負で，重量を支える成分は損をする。そこで鳥ではその不利を補うために，翼の手首から先を折り曲げて不利を減らす。昆虫では，翼を大きく振って，不利な空気力をなくすようにする。一方(d)では，ストローク面が垂直に近い時，推進力成分は大きいが，垂直力成分は，抗力が大きい時は（例示の場合）下向き，揚力が大きい時は上向きとなる。つまり(b)の打下しでは抗力が上向き成分に貢献したが，(d)では，抗力は逆に働くことが判る。そこで抗力の大きい，例えば昆虫の翼ではそれを利用するためにストローク面はあまり寝かさない方が良い。ハチドリのように揚抗比の大きい翼では，ホヴァリングではストローク面を水平に寝かす。

羽ばたき模型

図4.2-3にいくつかの羽ばたき模型機を示した。(a)は１対の羽ばたき翼である。ゴムに貯えられたエネルギーをトルク出力として放出し，それを羽ばたき運動に変える野中繁吉のクランク機構は図4.2-4に示されている。(b)と(c)は

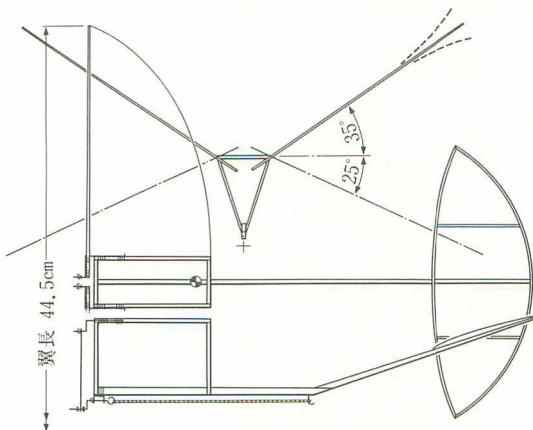



図4.2-4
羽ばたき機構の一例
（製作：野中繁吉）

2対の羽ばたき翼である。その羽ばたき法は吉良幸世の考案になるもので，(b)トンボ型（オニヤンマの大きさ）では，前方の左翼と後方の右翼は胴に固定され，前方の右翼と後方の左翼が連結されて動くものである。一方(c)の前方羽ばたきのタンデム翼型（翼幅38cm）では後翼は固定で，前翼が左右一体で横揺運動を繰返す。前翼のみ羽ばたかしているのだが，反トルクで胴体と共に後翼も横揺運動をして，結局は前後の翼が空間に対して羽ばたいていることになる。(b),(c)何れも非対称羽ばたきであるが，ウスバカゲロウのように優雅に飛ぶので，どうしても普通に羽ばたいているように見えてしまう。

人力羽ばたき機

模型で良く飛ぶ羽ばたき機を，そのまま大きくして人力で飛べないかと思うが，どうであろうか。羽ばたきに使われる慣性力や空気力が羽ばたきのヒンジ周りに作るモーメントは，長さの5乗（質量の5/3乗）と羽ばたきの周波数の2乗に比例する。動力（パワー）は従ってさらにそれに周波数がかかって，長さの5乗と周波数の3乗との積に比例する。これに対して，筋肉の出し得るパワーは質量に比例するので，体が大きくなると，その3乗に比例して得られるパワーが，羽ばたきに必要なパワーに追いつかなくなる。そこで大型になるほど羽ばたきの周波数を減らさないといけない。図4.2-5に，羽ば

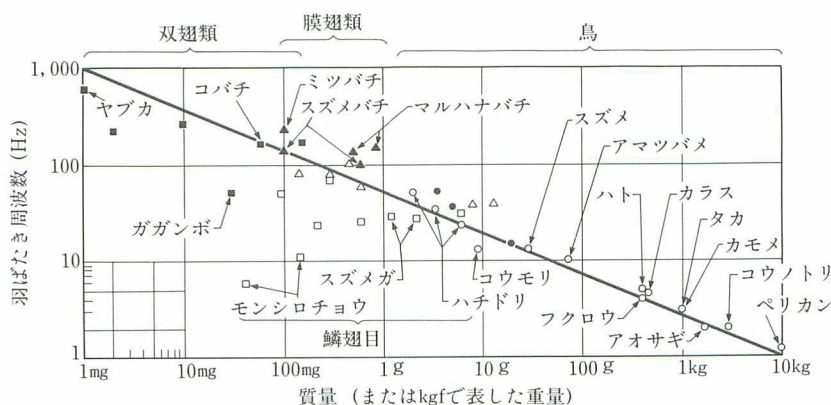



図4.2-5　羽ばたきの周波数と質量との関係

たき飛行をする生物（鳥と昆虫）の，羽ばたき周波数と質量との関係が判る統計値を示した。これから判るように，約13kgを越す飛行生物は現実には存在していないのだが，平均60kgはあろう人間が，もし羽ばたきをすれば，その周波数は１Hz以下で，そんなにゆっくりした羽ばたきでは，空気力が体を重力に逆って持ち上げるほどの揚力を発生しないかもしれない。

しかし，プロペラを推進力にした人力機はある訳で，人力機の長い翼を根元から羽ばたくのではなく，翼端のみを，または別の羽ばたき推進機をゆっくり羽ばたいて推進力を作り，長い滑走距離で速度をつけ，固定翼の部分で揚力を発生させて離陸するという方法は有望である。羽ばたきの静止推力は僅かであるから，自転車のように車輪を漕いで加速し，速度がついた状態で翼を羽ばたけば良い。速度のある時の羽ばたき翼の効率は，プロペラのそれとさほど変わりないので，飛行が可能になるかもしれない。問題は慣性力である。

羽ばたき翼は，周波数も振幅もあまり大きくはできない。慣性力に由来するトルクは推進力には寄与しないので，生物がやっているように，羽ばたき機構にばねを入れて，慣性力のパワーを，ばねの弾性エネルギーとして貯えねばならない。打下しで考えると，打下しの後半で下への動きを減速し，やがて最下点で動きを止め，次の打上げでは上への動きに変えねばならないが，この時に大変な慣性力が発生する。下への動きはこの慣性力のおかげでなかなか止め辛いのである。そこにばねが入っていると，ばねが働いてくれて，下への動きがばねの変形に変わるので，下へ行くほどばねが変形して上向きの力を出して動きを止めるように働く。すなわち慣性力がばねのエネルギーとして貯えられる。次に最下点を過ぎてから，今度は打上げに対しては，バネの弾性力が上への動きを助けてくれて，上への加速は容易となる。すなわちばねに貯えられた弾性エネルギーが解放されて，羽ばたき翼の運動エネルギーに変換されるのである。打上げ後半では，また動きを減速するのにばねの力を借りる。その様子は前述の打下し後半の様子と同じである。

ばねと質量のある翼の運動系は，ちょうど共振した周波数で羽ばたく時，慣性力の仕事が完全にばねの仕事と消去し合うので，人力パワーは全て空気

力の作るパワーのみに用いられることになる。そこの所を沖縄の飛び安里は知っていたらしく，ちゃんと竹のばねを羽ばたき機構に取り入れていた。翼端の羽ばたき機構にそれを入れると，ばねは随分と強い物になるので，羽ばたき翼の大きさをうまく設計しなければいけない。しかし筆者は挑戦に価するシステムと思っている。どなたか筆者と共に人力羽ばたき機の飛行に挑戦してみませんか。

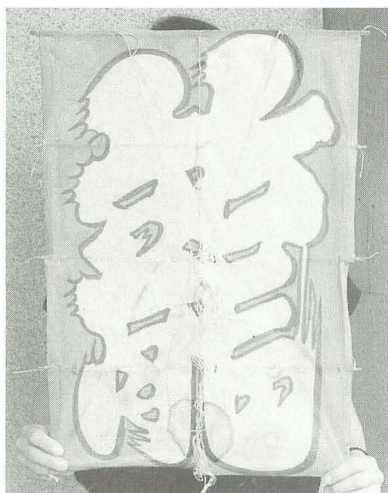
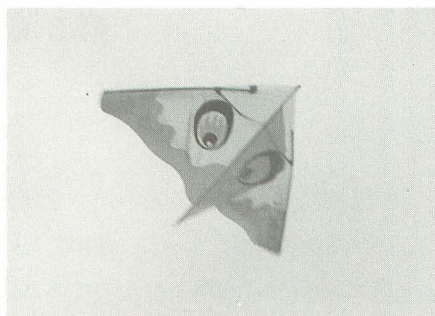
エンジンを積んで人力以外の機力を使うのであれば，飛行は確実にできることになろう。これも面白いチャレンジの一つである。

第５章　凧

凧を利用した玩具(おもちゃ)は数多いが，空に揚げて飛行を楽しむ凧は，後に発明される飛行機の開発にとって，極めて良い研究資料となった。特に凧は飛行機の安定性の研究に利用されたのである。そういった航空の実験道具としてのみならず，それ自体流体力学や飛行力学の目で眺めても興味深い特色を持っている。本章ではそれ等を調べてみよう。

§5.1　凧のいろいろ

図5.1-1に示されるように，凧にはいろいろな形があるが，典型的なのが(a)和凧の縦長の“矩形凧”と(b)洋凧の“ゲイラ・カイト”と呼ばれる三角凧である。両者の決定的な差は図5.1-2に示される通り：(a)前者は安定が悪く揚げ難(にく)いが，糸目をうまく調節して，一度揚がれば，目の高さも適当で引きが強く，充分凧揚げが楽しめる。(b)これに対して後者は，“糸目”が１本で子供でも容易に揚げられる代りに，いわゆる“天井凧(てんじょうだこ)”となって直ぐ首筋が疲れるほど頭上に来ると共に，引きが弱くて頼りない。

再び図5.1-1に戻って，(c)のハタは矩形の和凧より若干横幅が広い。そのため揚抗比は幾分大きくなるが，前縁に後退角がつくので，安定が増し，尾の代りに左右翼端に飾りがついているだけである。別の安定法として，(d)の八丈凧は矩形をさらに縦長にし，また(e)の韓国の矩形凧は真中に丸い穴を開ける。前者は揚抗比が落ちるが後者は迎角の小さい時に揚抗比が増える。両者共横滑りに対しての抗力が相対的に大きくなって，尾が無くても容易に揚るようになる。(f)の奴凧は似た作りの(g)鳶(とんび)や，(h)中国の蜻蛉(とんぼ)凧と共に，横幅を増しておいて，翼端で変形させて風をそこから逃がすようにしたおかげで，揚抗比はさして増えないけれどやはり横に滑った時の安定は(b)のゲイラ・カイト並になっている。南方の島々で使われる(ｉ)の魚釣り凧は，椰子の葉で

(a) 矩形和凧

(b) 洋凧のゲイラカイト

(c) 長崎のハタ

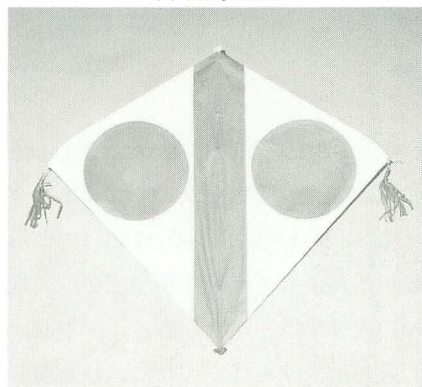
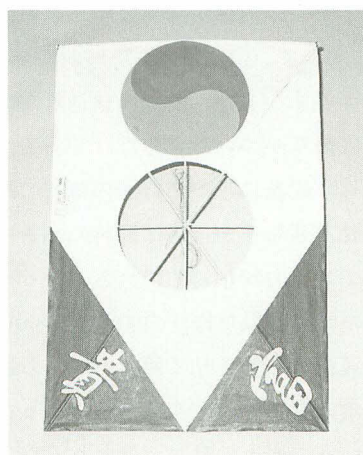
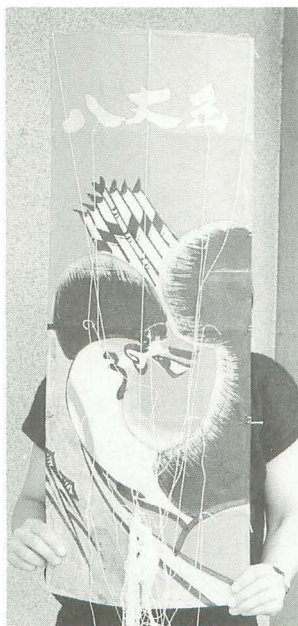
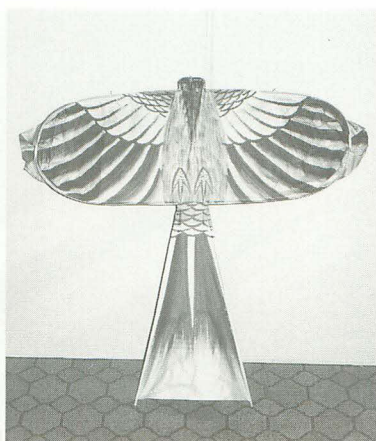
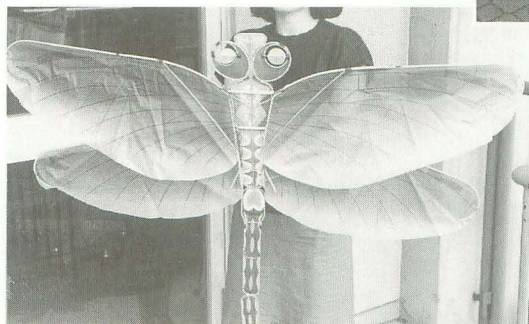
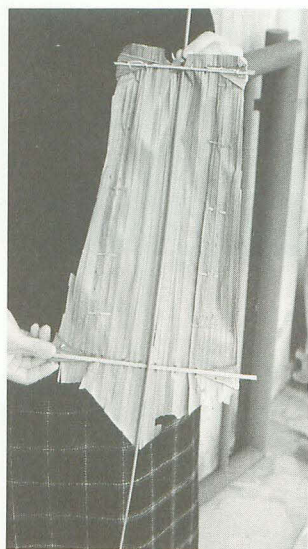



図5.1-1　凧のいろいろ

(d) 八丈凧

(写真(c)(e)(f)(g)は凧の博物館提供)

(e) 韓国の穴あき凧

(f) 奴凧

(g) 鳶（とんび）

(h) 中国の蜻蛉（とんぼ）

(i) ポリネシアの
魚釣り凧

(j) 箱凧

図5.1-1　(k) 複葉機凧

(l) 連凧

(m) 鷗（かもめ）

張力角, θ

仰角, Θ

(a) 和凧　アスペクト比 $\mathit{Æ}$ 小
　　　　揚抗比　　L/D 小

張力角, θ

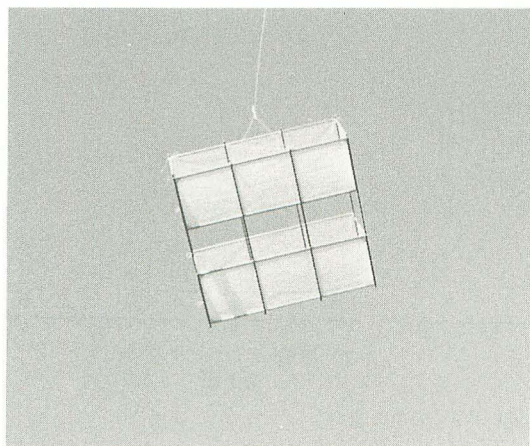
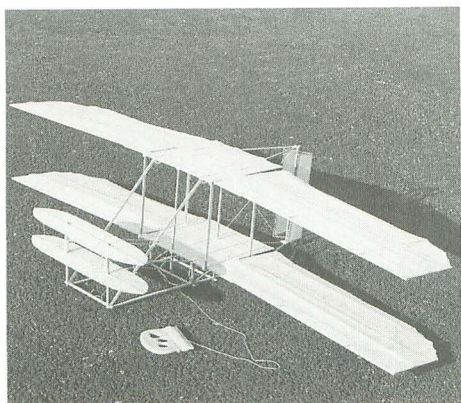
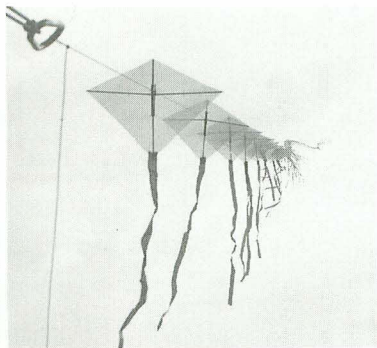
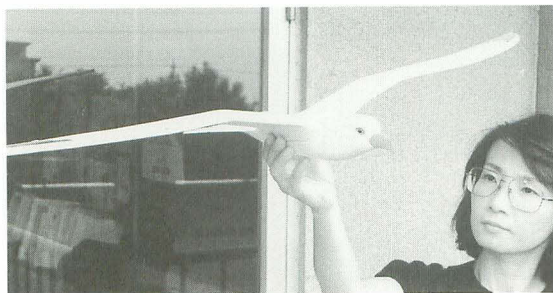
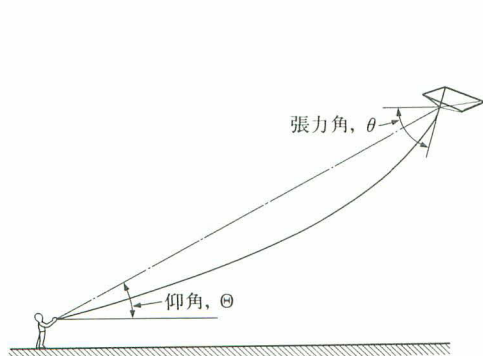
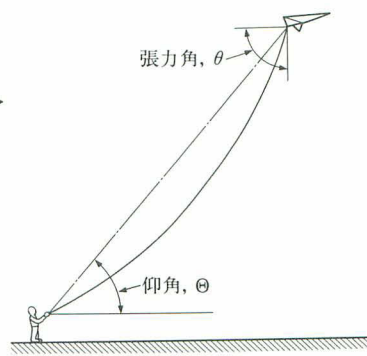
仰角, Θ

(b) 洋凧　アスペクト比 $\mathit{Æ}$ 大
　　　　揚抗比　　L/D 大

図5.1-2　仰角の違い

(a) 宝珠花の大凧
（写真提供：大凧会館，
埼玉県庄和町）

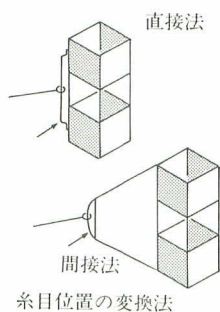
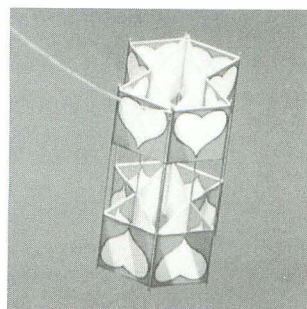
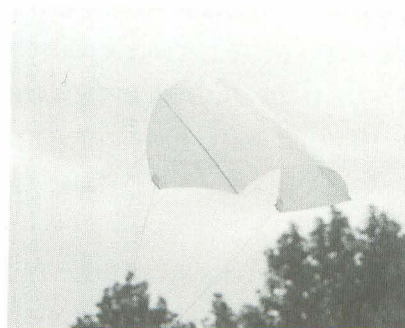
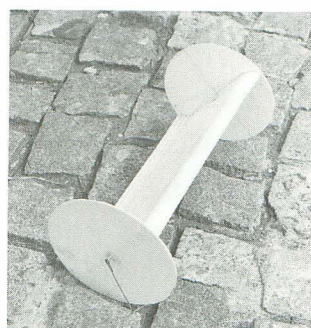
直接法

間接法

糸目位置の変換法

図5.1-3　変わり凧

(b) スイッチ凧
（製作：黒田隆二）

(c) 布凧（橇型）（製作：萱場達郎）

(d) 回転凧（スプール型）（製作：萱場達郎）

作った簡単な縦長の凧で，八丈凧に似て揚抗比が悪いので，高度は余り上がらない。しかし広い海原で，十分沖合に揚げることができるので，それに釣針を下げれば，環礁の外海にいる大魚を釣ることができて便利である。魚がかかれば椰子の葉の凧はどうなっても気にすることはない。

(j)の“箱凧”は，いわば“行灯”型であるが，(k)の複葉機凧と同様に，奥行きの揚力面があって“立体凧”とも呼ばれる。他にも，例えば三角柱を組み合わせたものなど，いろいろな立体凧が考えられる。一般に立体凧には，縦にも横にも揚力面がいくつもあるので，縦の安定も横の安定も良くて，揚抗比はそれほど大きくないが，通常糸目は１本でも充分良く揚るものである。

(l)の“連凧”は要するに凧を連ねたもので，見た目が華かであると共に，高空まで糸を充分長くできる楽しみがある。(m)の鷗は鳥達が寄って来る。異種の鳥，例えば鳶や烏は攻撃を仕掛けて来るが，仲間の鷗は夕方一緒に帰ろうと誘いに来るという。

さらに図5.1-3にいくつかの変わった凧を紹介する。(a)は埼玉県の宝珠花の大凧。我国にはこの他にも相模，座間，白根，浜松等に大凧を揚げる風習がある。この図の大凧は，縦が14.5m，横が11m，そして糸目の長さは30mで，宝珠花保存会の会員50名で揚げる。(b)は黒田隆二のスイッチ凧で，糸目の支持点が変えられるようになっていて，糸を一旦ゆるめてそれを動かし，違った姿勢でも安定に揚る。そのため，空中で色が変わって見えるようにもなる。(c)は布１枚と棒２本ないし３本からなる極めて簡単な橇型の“布凧”で，良く揚がるぐにゃぐにゃな“可撓凧”ともいえる。広井力は真中の棒を抜いてより簡単にした布に自由な絵を描いて楽しんでいる。そして(d)は波状の板のような翼型にモーメントが発生することから（§1.2参照），両端を円板で抑えてそれを風に当てると自動的に回る。この時流れに垂直な上向きの“マグナス力”が揚力として働いてそれが上に揚がるというスプール型の“回転凧”である。抗力は翼弦を直径とする円柱の抗力に近い。

以上いろいろな凧を紹介したが，各種の凧を見るには，凧の博物館へ行くと良い（東京都中央区日本橋1-12-10 たいめいけん５階），世界中の凧が陳列されていて飽きない。凧の面白味は，このように形が多様で色彩も豊富な物

が，自由に作れることである。多少の揚げ方の難かしさはあるものの，模型飛行機よりは易しく，それでいて，動きがダイナミックであることが子供ばかりでなく大人をも魅きつけるのであろう。

§5.2　凧の性能

和凧と洋凧の揚がり方の差は何から来るかというと，後述のように，実はその平面形の故である。和凧は横幅と縦幅との比のアスペクト比ÆRが１以下なのに洋凧は４もあって，これから，図5.1-2に示されたように，(a)揚力Lと抗力Dとの比である“揚抗比”L/Dの小さい前者が“仰角”Θも小さくなって低い高度に揚がるのに対し，(b)揚抗比L/Dのやや大きい後者が仰角Θも大きく，高い高度に揚がるのである。引き，つまり索の張力は，空気力$R=\sqrt{L^2+D^2}$に比例するが，和凧は抗力が積極的に張力増大に役立っている。

縦長の矩形の和凧は，図5.2-1 のスケッチに示されるように，揚げの初期の大迎角時に，一対の大きい剝離渦を作って，揚力も抗力も大きい。揚がって行くにつれて迎角が小さくなっても，剝離は無くならないので，やはり抗力，従って張力は大きい。つまり和凧は流れの剝離をうまく利用する凧で，糸目が適当であれば広い迎角範囲にわたって安定も良くなる。ただし，後述するように，左右の安定を保つために和凧は必ず表（糸目のある側）に凸で（図5.1-1(a)参照），逆に凹だと不安定で揚がらない。

これに対して横長の三角形の洋凧は，揚げ初期の大迎角の剝離は，アスペクト比ÆRが大きい時そのままだと揚力の左右の分布がなかなか対称にならず，一般に不安定になり勝ちである。だが幸いその可撓性に助けられて凧は撓んで剝離が均一化して安定になる。頭上に来てからの小迎角では，グライダーの曳航に似て，充分安定に飛行する。実際洋凧の糸を外して，投げると，滑空機としても通用するほど安定した飛行となる。

凧に働く空気力

前述の事象を，もう少し力学的に見てみよう。２種の異なるアスペクト比

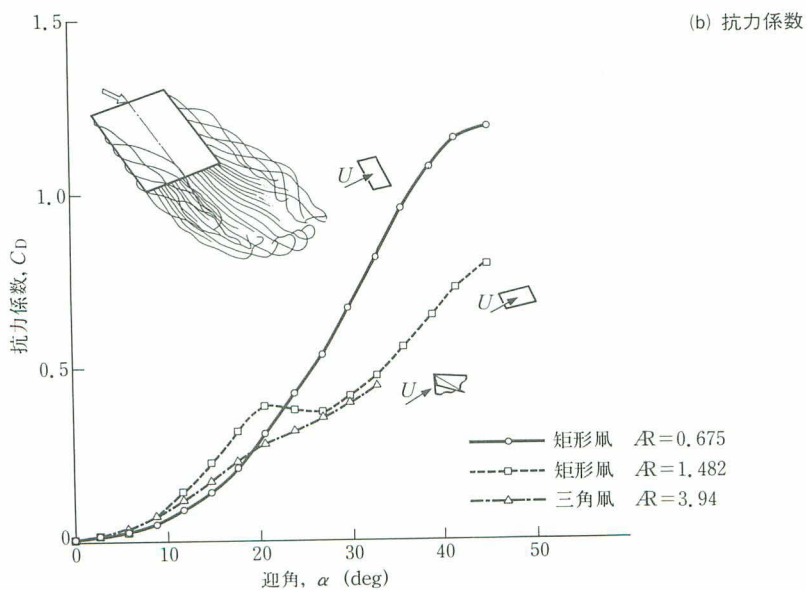
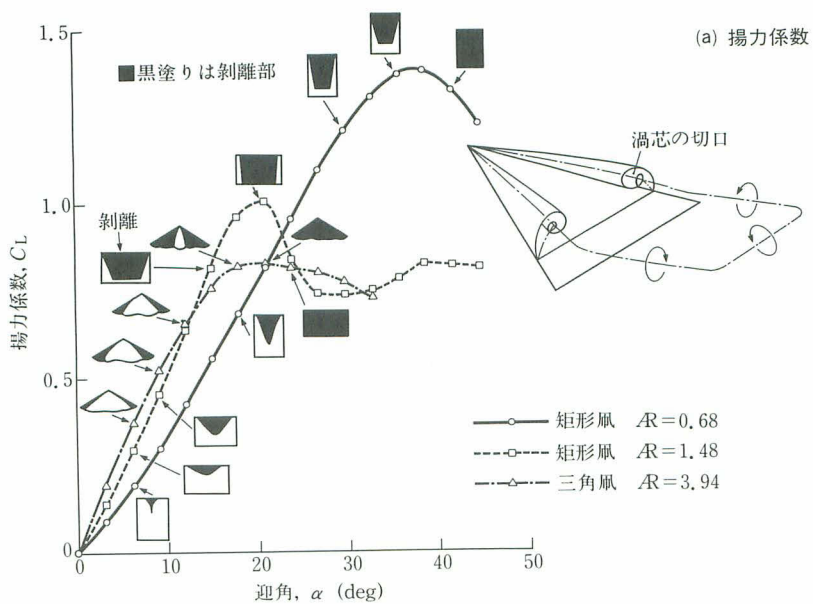
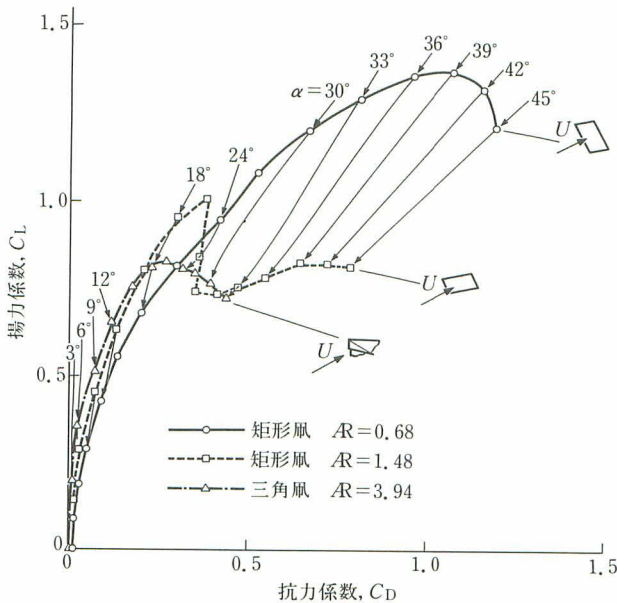



図5.2-1　空力特性に対する平面形の影響

図5.2-1
(c) 揚抗曲線

の翼についての揚抗曲線はすでに図1.3-4に示されている。ここではさらに和凧と洋凧の平板模型の風洞実験で得た空力特性を図5.2-1に示した。(a)の揚力係数C_Lで判るように，アスペクト比Æの小さい凧は揚力傾斜aが小さく，流れの剥離（黒塗りで示す）が早くから始まるので，傾斜の非線型性が強いが，最大揚力係数$C_{L_{max}}$が大きい。これに対してアスペクト比Æの大きい凧は，揚力傾斜aが大きく，迎角αの増しに対して剥離もおそくて，従って傾斜が線型に保存されている迎角範囲が広いが，最大揚力係数$C_{L_{max}}$は小さい。(b)の抗力係数C_Dは上述の揚力特性C_Lに対応して次のようにいえる。アスペクト比Æの大きい矩形凧は迎角αの増加に対して剥離が急激で抵抗の増加が直ぐ始まるが，アスペクト比Æの小さい矩形凧は，剥離が早く始まっても，それは直ぐ抗力増大につながるような剥離ではなく，抗力が他の凧より増え出すのは，迎角αが大分大きくなってからである。(c)の揚抗曲線で見ると，アスペクト比の違いによる上述の空力特性の差がより顕著に見られる。原点から曲線への距離が空気力$R=\sqrt{L^2+D^2}$ になるが，この値が大きいことは，凧の引きが強いこ

(a) アスペクト比の小さい凧
(迎角 大, 釣合仰角 小)

(b) アスペクト比の大きい凧
(迎角 小, 釣合仰角 大)

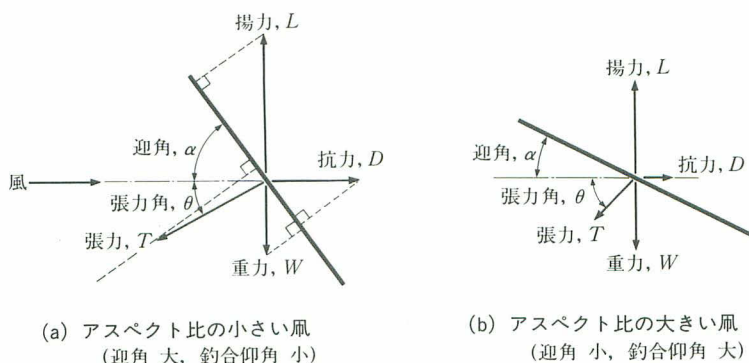



図5.2-2 凧に働く力（モーメントの釣合いは考慮外）

とを意味する。アスペクト比の小さい縦長の凧が揚る高度は低いが，索の張力が強く遠くへ凧を揚げるのに向いている。図5.1-1(i)の魚釣り凧がいかに合理的であるかが判る。

図から，揚抗比L/Dの大きいのは三角凧や横長の矩形凧のようにアスペクト比Æの大きい凧であるが，最大空気力R_{max}はアスペクト比の小さい矩形凧で得られることが判っている。では何故揚抗比L/Dの大きい凧は天井凧となるのかを次に考えてみよう。

図5.1-2に見られたように索（糸）の長さが短かい時，凧の見える角度仰角Θは，張力の方向を示す“張力角”θに近い，すなわち$\Theta \cong \theta$になる。アスペクト比Æの大きい凧ほど揚抗比L/Dが大きく，図5.2-2を参照して資料5.2-1に示されるように，そんな凧ほど張力角θ，従って仰角Θが大きく，前述の天井凧になり易いことが判る。さらに次のようなことも再認識されよう。揚抗比の大きい凧は，僅かな揚力で天井凧となるので，手元での糸の張力Tは弱く頼りが無い上に，仰角Θが大きいので，見上げる首が疲れる。それに対して，和凧のような剝離流を伴うためにほどほどの揚抗比を持つ凧は，仰角も首が疲れない高さに釣合う上に，強風でなくても力強い張力が，凧を上げている充実感を満たしてくれる。

図5.2-3のモーメントの釣合い，または資料5.2-1を参照して，次のことがいえる。

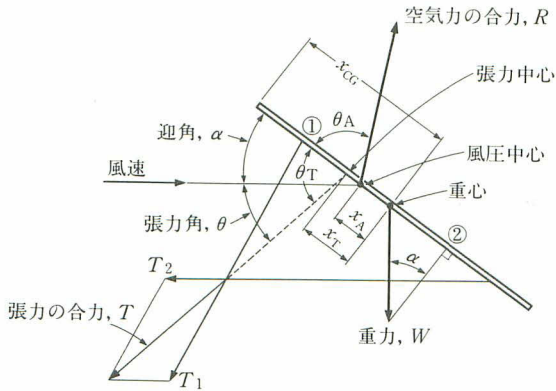



図5.2-3
モーメントの釣合い

（i）すでに述べたように，揚抗比L/Dの大きい凧ほど張力角θが大きくなり，凧は頭上へ来る。（ii）重量の軽い凧は，張力中心位置x_Tが風圧中心x_Aと一致する。（iii）凧の重量が重くなると，風圧中心が後方へ下がり張力中心との距離が増大する，$x_T > x_A$。（iv）凧の発進時（$\alpha \cong 90°$）には，$\theta_T \cong \theta_A \cong 90°$で$\theta \cong 0$となり，$x_T \cong x_A$が成り立つ。通常$x_T > x_A$に設定してあるので，発進時には頭下げが生じ，かつ空気力の凧面に平行な成分$R\cos\theta_A$が正で急上昇する。（v）ある与えられた凧（重量一定）の糸目を絞って行った点，すなわち“糸目の中心”を前（翼弦の前縁側）に出せば出すほど，すなわち張力中心x_Tを風圧中心x_Aより大きくすればするほど（$x_T > x_A$），空気力Rが減少するように，小さい迎角αで凧は釣合い，張力Tも減少する。（vi）逆に糸目の中心を凧の下部（翼弦の後縁側）に持って行くと，釣合迎角も空気力も大きくなる。

糸目の中心を余りにも上部（前縁側）に持って行くと，迎角の小さい時には，前の糸が緩(ゆる)んで頭が下がり易い。離陸に当たって上昇しても，不安定で高度がとり難い。また糸目の中心を余りにも下部（後縁側）に持って行くと離陸後上昇し難い。

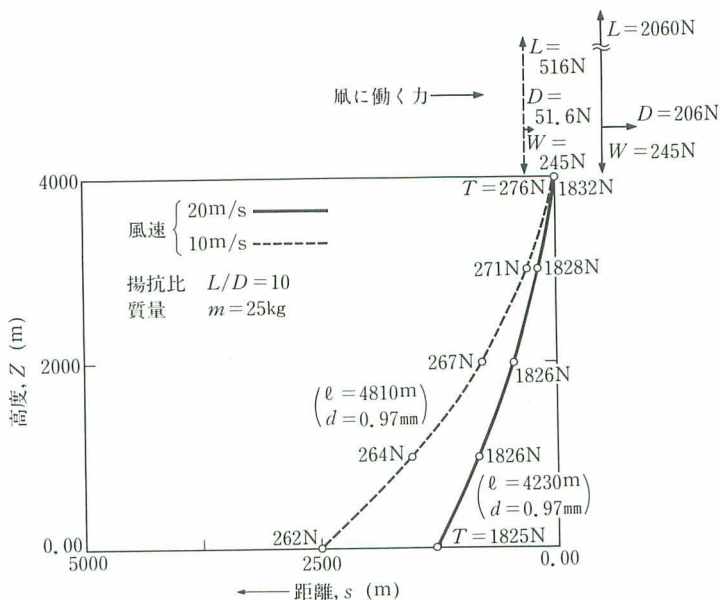
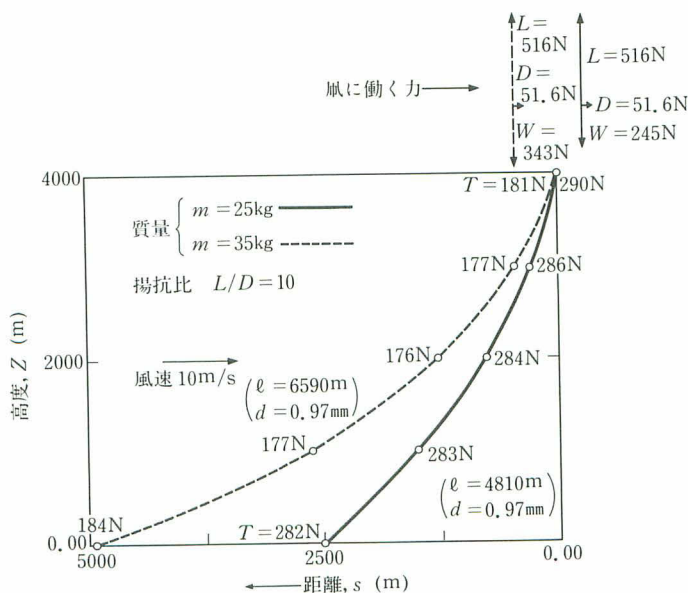
高　空　凧

例えば富士山より高く凧を揚げることができるか。放送用あるいは監視用レーダーのためなら，成層圏を越えて，10,000m以上の高空にアンテナをつ

図5.2-4 高空凧（4,000m）の索形状と張力

(c) 索の直径, d

L=2060N
(共に)
D=206N
W=245N
4000
2000
0.00
5000
2500
0.00
高度, Z (m)
距離, s (m)
索の直径
d=0.97mm
d=2.06mm
質量　m=25kg
風速
20m/s
1832N
1809N
1828N
d=2.06mm
1792N
1826N
d=0.97mm
ℓ=4740m
d=2.06mm
1782N
1826N
ℓ=4230m
d=0.97mm
1772N
1825N

(d) 揚抗比, L/D
L=516N
L=516N
D=
103N
D=51.6N
W=245N
W=245N
4000
2000
0.00
5000
2500
0.00
高度, Z (m)
距離, s (m)
揚抗比
L/D=10
L/D=5
質量　m=25kg
風速
10m/s
T=290N
276N
286N
271N
ℓ=5350m
d=0.97mm
284N
267N
283N
264N
ℓ=4810m
d=0.97mm
282N
T=262N

けた凧があると便利である。静止衛星を利用すると距離が遠いので，アンテナが大型になって不便なのである。

上の要望に応えるには，普通の形の凧では無理で，通常の凧は数百メートルも上がれば良い方である。それ以上は，索の目方と抗力とで，手許で索が水平になってしまうので，“連凧”にして，図5.2-1(1)のように，糸を何回も途中で釣上げてやらないといけない。単独凧で高空に揚げるには，極めて揚抗比の良い，例えばグライダーのような凧を，軽くて丈夫な索で揚げなければ駄目である。図5.2-4は，富士山を越して4,000mの高度に凧を揚げる場合，

資料5.2-1　凧に働く空気力と張力

図5.2-2を参照して，凧の重量を$W=mg$，索の張力をT，その方向，“張力角”を風の来る水平面に対してθとした時，揚力Lと抗力Dは張力Tと次のように釣合う：

$L=T\sin\theta+W\cong T\sin\theta$（上下）　(5.2-1a)

$D=T\cos\theta$　（前後）　(5.2-1b)

上式で近似式は，凧の重量Wが張力Tに対して小さい，という仮定から得られる。二つの式の比をとると，

$L/D\cong\tan\theta$　(5.2-2)

次に図5.2-3を参照して，縦のモーメントの釣合いを考えてみよう。空気力$R=\sqrt{L^2+D^2}$および張力Tが凧の面となす角をそれぞれθ_Aおよび$\theta_T(=\theta+\alpha)$とし，張力の向かう“張力中心”の重心からの距離をx_T，また“風圧中心”をx_Aとした時，重心周りのモーメントの釣合いから次式を得る：

$x_T T\sin\theta_T=x_A R\sin\theta_A$　(5.2-3)

ここに

$R\cos\theta_A=L\sin\alpha-D\cos\alpha$　(5.2-4a)

$R\sin\theta_A=L\cos\alpha+D\sin\alpha$　(5.2-4b)

式(5.2-1) で与えられる力の釣合式を使うと

$x_T W\cos\alpha=(x_T-x_A)R\sin\theta_A=(x_T-x_A)(L\cos\alpha+D\sin\alpha)$　(5.2-5a)

または

$x_T=x_A/\{1-(W/R)(\cos\alpha/\sin\theta_A)\}$　(5.2-5b)

を得る。もし凧の重量Wが無視できるほど小さいなら，釣合い状態で次の近似

索の形状と張力とが，(a)風速，(b)質量(重量)，(c)索の直径，そして(d)揚抗比を変えた場合にどうなるかを示したものである。凧は，表5.2-1に示されるように，索の形状を与えるのではなく，揚抗比を定めたものである。風速勾配は図5.2-5のように定めた。また索の単位長さ当たりの質量である“線密度”は一定とした。図5.2-4の(a),(b),(c)に見られるように，風速が増すか，凧の質量が減るか，あるいは索の直径が減るかすると，凧は頭上に近づき（天井凧となり)，索の長さが短かくて済み，そして，手許の張力が増大する（資料5.2-1参照)。また同図の(d)に見られるように，揚抗比が増すと，凧は頭上に近づ

式が成立つ：

$$x_T \cong x_A \tag{5.2-6}$$

一方凧の重量が大きくなるにつれて張力中心は風圧中心より大きく前方へ動かなければいけない。

下面に凸の凧では，§1.2 に述べたように，空力中心周りのモーメントは正なので($C_{m,ac}>0$)，迎角の増し，従って揚力係数C_Lの増しと共に風圧中心は後方へ下る。すなわちここの記号に合わせると，式(1.2-2) は

$$x_{cp}=x_{ac}-C_{m,ac}/C_L \tag{1.2-2}$$

であるが，ここでの風圧中心の定義は重心からの距離x_Aで与えられており，

$$cx_{cp}=x_{cg}-x_A \tag{5.2-7}$$

となる。従って，上式を代入すると

$$x_A=x_{cg}-cx_{ac}+cC_{m,ac}/C_L \tag{5.2-8}$$

となる。これから凧の重量が増しそれに釣合わせるように揚力係数C_Lを大きくすると，重心から風圧中心までの距離x_Aは小さくなり張力中心x_Tが不動でも，その間の距離は増すことになる。

凧の取付け端における張力Tと索のなす張力角θとは，式(5.2-1) より次のように書ける：

$$\begin{aligned}T&=\{(1/2)\rho U_0^2C_LS-W\}\sin\theta+(1/2)\rho U_0^2C_DS\cos\theta\\&=(1/2)\rho U_0^2C_L\left(\sin\theta+\frac{1}{C_L/C_D}\cos\theta\right)-W\sin\theta\end{aligned} \tag{5.2-9}$$

$$\theta=\tan^{-1}\left[\frac{(1/2)\rho U_0^2C_LS-W}{(1/2)\rho U_0^2C_DS}\right]=\tan^{-1}\frac{C_L}{C_D}-\frac{W(C_L/C_D)}{(1/2)\rho U_0^2SC_L} \tag{5.2-10}$$

表5.2-1　高空凧の諸元

項　目	記号	単位	数値
質　　量	m	kg	25と35
面　　積	S	m²	12.6
揚 抗 比	L/D	—	10と5
揚力係数	C_L	—	1.0
索の線密度	m/ℓ	g/m	0.78
索の太さ	d	mm	0.97

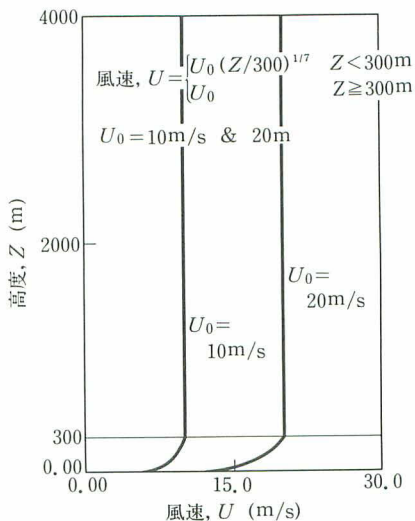
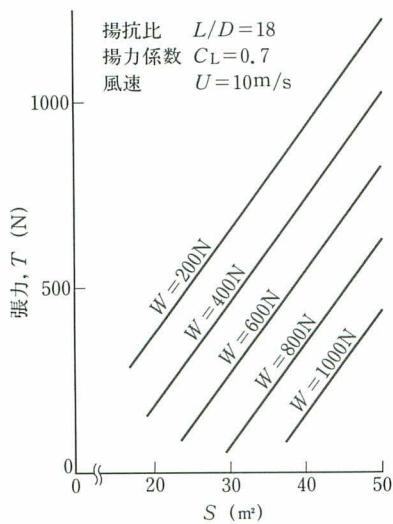



図5.2-5　風速のプロファイル

(a) 張力, T　　(b) 張力角, θ

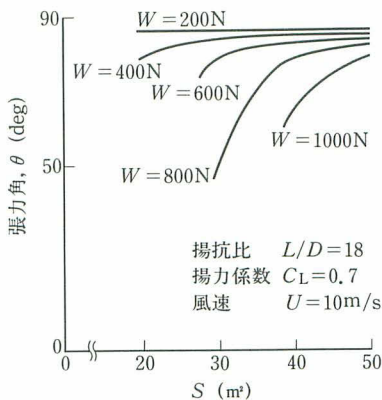



図5.2-6　高空凧の面積・重量と張力・張力角との関係（10N≅1kgf）

き，索は短かくて済むが，手許の索の張力が減少する。なお本例では手許の索の張力が凧の取付端の張力より大きいのは(b)の凧の質量の大きい場合に限る。それ以外では索の重力が張力を減らしてくれて，下へ行くほど張力の減少が起こる。

図5.2-6には，揚抗比$L/D=18$，揚力係数$C_L=0.7$で揚がっている凧の面積Sと重量$W=mg$を変えた場合，(a)凧の位置で索に働く張力Tと(b)張力角θとが示されている。凧の重量が減って翼面積が増えると，張力が増え，かつ張力角が90°に近づく（天井凧になる）ことが判る。

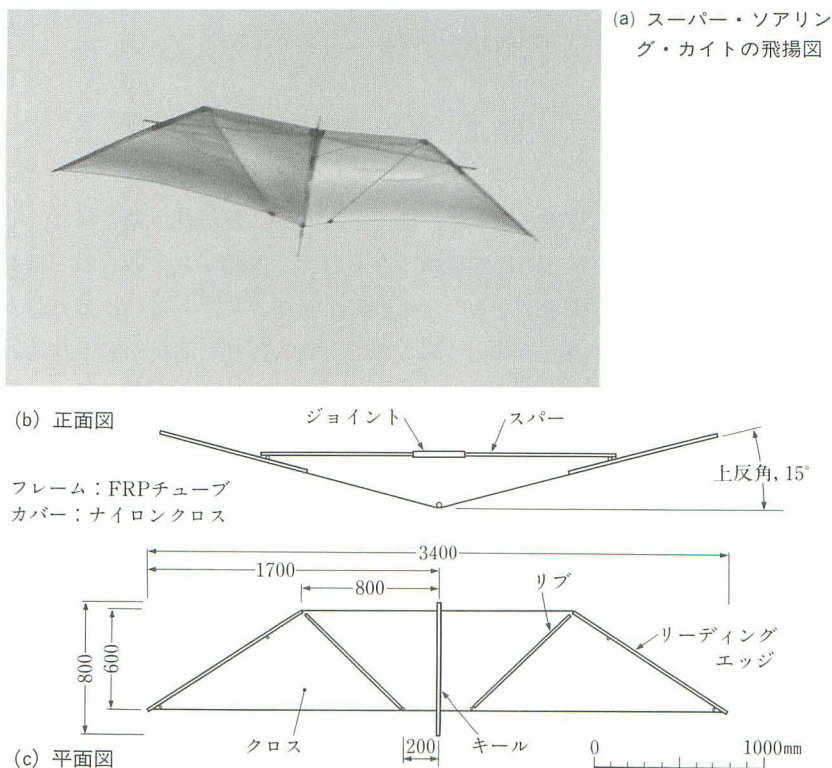



図5.2-7　1977年度国際凧揚げ大会優勝機（製作：吉田六郎）

国際凧揚げ大会

1977年4月23日に，米国のカリフォルニヤ州，ロングビーチ市で，国際凧揚げ大会が開かれた。そこの“ハイフライ・コンテスト”は，凧を手元より揚げ始めてから3分後の高度を競うものであったが，日本から参加した吉田六郎がチャンピオンとなった。ヘリコプターからの観測によれば，彼の手製のスーパー・ソアリング・カイトは，西の風3.5m/sの中を3分間で約200mの高度に達したのである。図5.2-7には(a)その凧の飛揚具合と，(b)正面図および(c)平面図とが示されている。アスペクト比が$A\!\!\!R$=7.7と大きく，途中から翼端に向かって後退角のついた簡単な構造のこの凧は，確かに高揚抗比であると共に，安定も悪くなく，ハイフライ・コンテスト向きである。凧揚げに情熱を注ぐ氏の面目躍如といった設計である。

§5.3　凧の運動

自由飛行のできる航空機と違って，地上からの索に繋がれて動く凧は，その運動が可撓性の強い索との連成運動になるので，運動システムとして自由度が著しく増大して，複雑になる。しかし索が短かい時，あるいは張力が大きい時，索の運動の自由度が減って来るので，凧の運動の解析が若干容易になる。

索のプロファイル

索の単位長さ当たりの質量である“線密度”の小さい索は，張力の割に重力の影響が小さいので，索のプロファイルは風による抗力で定まる。この時風が一様であれば，索の形状は，凧の張力中心と地上の固定点との間を結ぶ直線に近い。線密度が大きくなると，重力の影響が効いて来て，すでに図5.2-4に見られたように，形状は“懸吊線”に近づく。

索は一般に伸びは小さいので，凧の移動に伴って張力点が動く時，索の伸び縮みに関る（索に沿う方向の）動きに対して張力が大きい値で抵抗するが，

索に直角な方向に対する運動に対しては張力の変化は小さい。その様子の一例を示したのが図5.3-1で，空気力R_A(従って張力T_A)が大きさで5％($\Delta R_A / R_{A,0}=0.05$)，またその水平面となす方向$\delta$が0°から360°まで変わった時に，索の張力点で代表される凧の位置がどう変わるかが画かれている。同一の大きさの空気力変化に対して，凧が索に直角な方向に動き易いことが，扁平な楕円形の位置の軌跡に良く表されている。

以上のような凧の動きに伴って索のプロファイルはどうなるかというと，索が短かい時，その形状はあまり変わることなく張力が変わる。一方索が充分長いと，凧の位置の変動で動く索は，凧に近い先端の部分に限られていて，手元の方に張力の変動が伝わるが，索のプロファイルの変化は小さい。

図5.3-1　凧に働く空気力の変化と位置の関係

(a) 1本糸目
(角度運動と左右運動とが不連成)

(b) 2本糸目
(角度運動と左右運動とが連成)

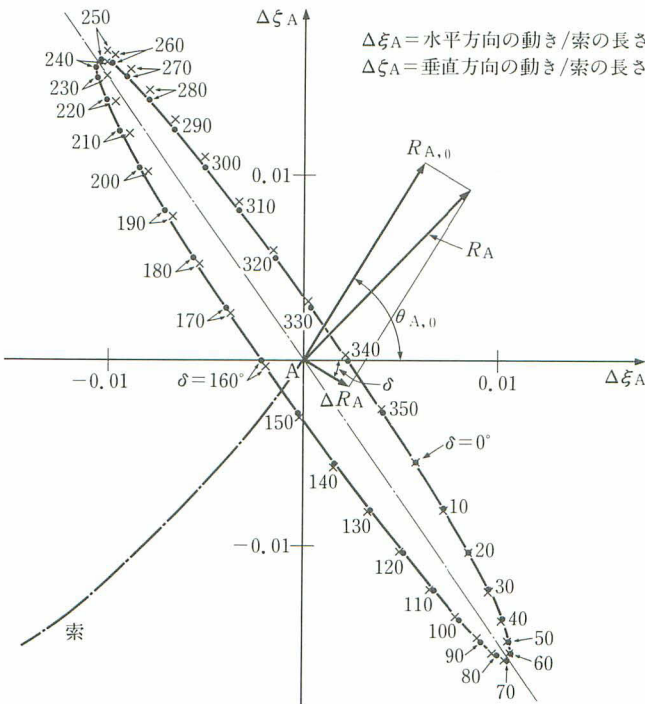
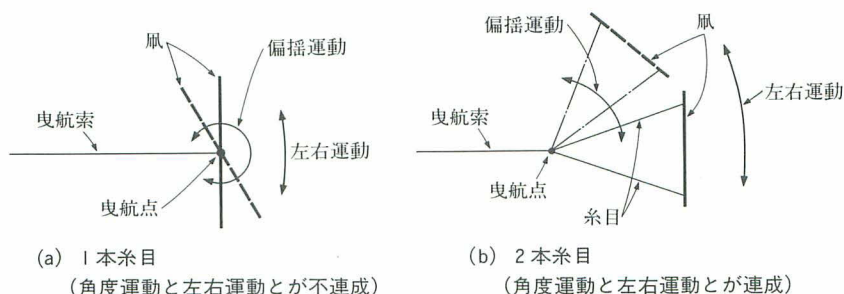



図5.3-2 糸目の効果(横運動の例,真上から見た図)

凧の安定性

先の図5.3-1から次のことが判る。凧の位置例えば高度が下がると,和凧では多くの糸目で凧の面が立ち上がり,その迎角が増す。そのため,揚力,従って空気力が上向きに増し,その釣合点は上方に移り,凧は元へ戻るように移動する。つまり,上下方向の位置の変動に対して復元力が働く。

糸目がなく索が1本の洋凧のゲイラ・カイトでは,高度の低下が張力の方向変化となって下向きの張力が減少し,凧を元へ戻す。

横の安定,特に横滑りに対しては矩形の和凧と洋凧とでは対応に違いがある。矩形の和凧は糸目の数が多いので,強風の中でも凧の剛性が高い。このため,和凧の方は,一般に横安定が悪い。図5.3-2に見られるように,(a)糸目を1本にすると,曳航点周りの角度運動(図では偏揺運動)が重心の移動(図では左右運動)を伴わないのに対して,(b)糸目が2本以上になると,曳航点周りの角度運動が重心の移動を伴う。つまり複数本の糸目により角度運動と並進運動とが連成して,運動は糸目と曳航索との結び目“曳航点”の並進運動とその点周りの角運動とになる。これで先ずは(i)抵抗の少ない並進運動に抵抗が与えられて,系全体の減衰が良くなる。次に(ii)曳航点の周りのモーメントを考えると,凧面に働く空気力に曳航点までの距離を掛けた空気力の作るモーメントが,凧面に直接働く空力中心周りのモーメントに比べてはるかに大きいので,多少の翼断面の変化は凧の安定性にはあまり効いて来な

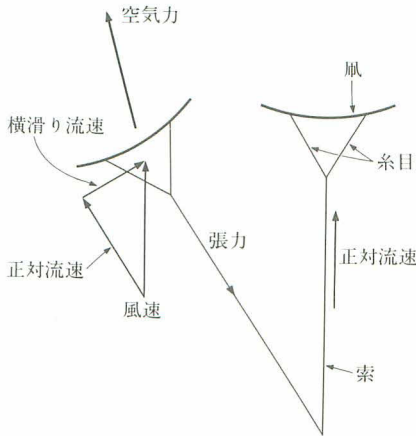



図5.3-3
カイティングのメカニズム
（上から見た図）

いで，むしろ糸目のとり方の方が安定に強く関わる。ただ迎角が変わった時の風圧中心の移動の方向は安定にとって大事である。前にも述べたように，凧の面が表（凧を揚げる人の方に向いている面）に凸に反っていることが必要で，この形で上下あるいは左右へ滑っても，その滑りを止めるように空気力が働く。特に和凧の横安定は平な面や逆に凸の面では達成されない。

これに対して，例えば鳶（とんび）や奴（やっこ）になると，翼としての上反角がつき，横滑りに対して充分な復元力を持つ。同様に洋凧のゲイラ・カイトも風の強さに応じて翼に上反角がつき，後退翼であることと腹びれのあることと相まって，凧の横と方向の安定性を良くしている。従って糸目が曳航索と一緒の１本で良い。また図5.1-3(c)の布凧は，和凧と逆に手元側が凹で空に向かって凸に反っている。これは布の可撓性のために，横滑りに対して安定なのである。

ところで凧は空中の一点になかなか静止してくれることが少ない。風の乱れと，自身の変形度の違いもあって，左右何れかの方向に走ると，暫くそのまま動いてから，その後やがて元へ戻るという“カイティング”と呼ばれる左右への振動に入る。これは，例えば左へ突走ると，暫くその方向へ進むが，風に対して，正対位置から外れて来ると，図5.3-3に見られるように，横滑り流速が生じ，これが曳航点周りに凧を元へ戻す方向の横揺モーメント，偏揺モーメントおよび横力を与えてくれる。曳航点が凧の面より手前にあるので，

横揺モーメントは凧の面を風に正対する方向に傾け，凧に働く空気力とそれに対抗する張力とが平行とはならず図のように交叉し，お互いに元に戻す方向への横力も追加される。一度元へ戻す方向，つまり右に向かって走り出すと，風の方向に向かおうとする偏揺モーメントは，凧をそちらへ向けるので，右に向かって凧は突走って行く。充分右へ振られた時点で，先とは逆のことが起こって，凧は元へ戻る。このような，糸の張力と凧に働く空気力とが連成して生ずる“曳航体”独特の左右振動をカイティングと呼んだのである。

凧の操縦

模型航空機に比べると，凧は揚げる人の意のままに自由に操縦できるというものではない。しかしある程度の操縦は可能である。それを次に述べよう。(i)凧を持って駆け出す。凧を揚げるとき，風が弱いと後向きになって駆け出すことで，風速の不足を補うことができる。一度揚がれば高くなるほど風速が強くなるので駆けなくてもすむ。(ii)凧を手前に引く。図5.3-4(a)に示されるように，この動きで，凧は面に対する相対風速が増すと共に迎角が増すので，空気力がより前傾し，凧の面に，それを引き揚げる方向の力（前縁の吸引力）が働く。つまり，これで凧は上空に向かう。次に糸を弛(ゆる)めると，凧は風に流されて元の状態に戻ろうとする。しかしまた直ぐ手前に引っ張って

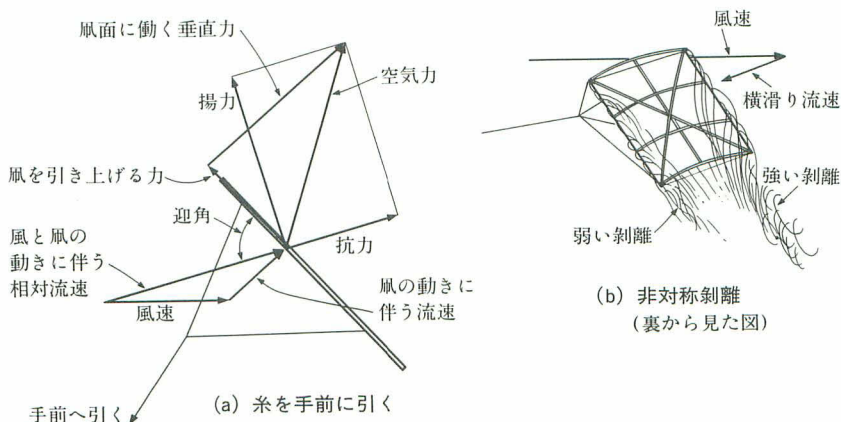



図5.3-4　凧の操縦

やると，まだ前の位置まで降下する以前にさらに上に引き揚げられるので，先程より高度が増す。この操作を繰り返すことで，高度は徐々に増して行く。言い換えれば，人力を投入することで，人のした仕事に対応して，高度という位置のエネルギーが増したのである。高度の増しで風速が速ければ，そこで新しい釣合飛行に入ることができる。

さて，凧のカイティングを利用して，(iii)凧の動きの適当な位置で糸の引きと弛めとを上手くやると，(i)と(ii)の上下の運動の他に，左右の運動が制御できる。しかも，和凧のような場合には，実は剥離流が，非線形の特徴を持っているので，それを利用する。すなわち，流れの剥離の仕方が，その前の状況にも左右されるという“ヒスタリーサス”の影響も利用すると，凧の動きの様子を見て，引きと弛みの操作をうまいタイミングで行うと，図5.3-4(b)に示されるように，左右の剥離を非対称にすることができ，このため横方向の制御が可能となるのである。たった1本の索の引きと弛みが，意のままにとは言えないが，ある程度の，上述の上下方向の移動と左右方向の移動を可能ならしめているというのは，大したものではないか。

和凧でも横長にすると安定性は悪くなる。その代り操縦性が良くなるので，例えば喧嘩(けんか)凧として使えるようになる。名人の手にかかると，たった1本の索の使いようで，後述のスタント・カイト並みの動きを見せてくれる。

しかし一般の人にとって，さらに索を2本にしてより左右の操縦性を高めたのがスタント・カイトなのである。

スタント・カイト

“スタント・カイト”または“スポーツ・カイト”は名の示す通り，充分運動性に富み，曲技飛行をする凧で，図5.3-5に示されるように，平面形が横長の三角形か，図5.1-1(c)のハタのようにダイヤモンド型で，前縁に後退角があって，かつ左右の2本の索の手元の位置を前後に変えることができる。この操作で凧の姿勢（横揺角）が変わり，索を引いた側に凧が傾き，風に対しては横滑りの姿勢となる(図5.3-5(d))。この時，後退角のある前縁に働く前方への吸引力と，多少立体的な形状とで，2対の糸目の中心の曳航点が後方

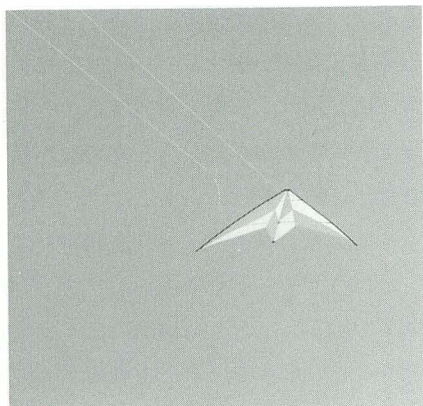
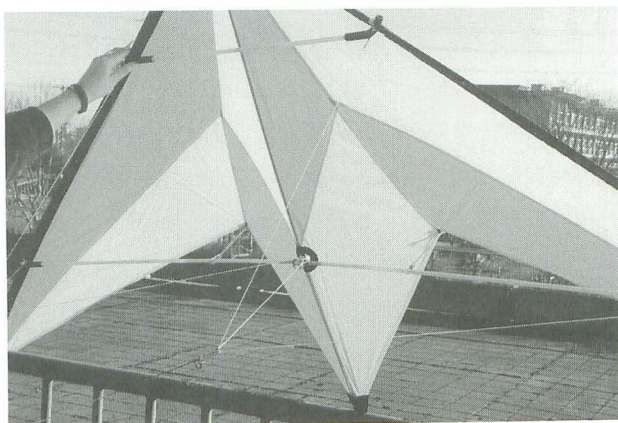
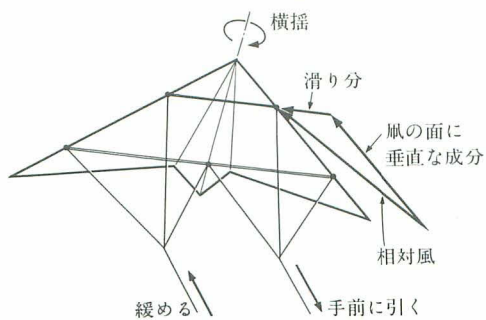
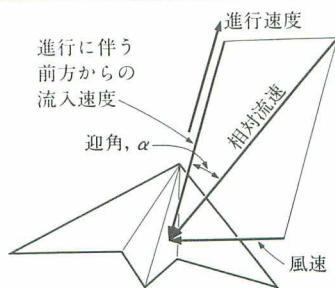
(a) 糸の手元の位置を左右別々に前後に変える

(c) 高空を飛行中の凧

図5.3-5
スタント・カイト

(b) 構造と糸目の位置

(d) スタント・カイトの操作例

(e) 相対流速と凧の面の迎角

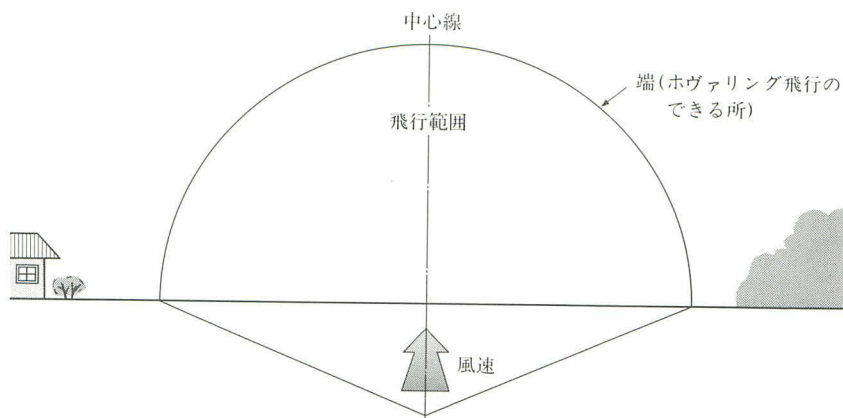



図5.3-6　スタント・カイトの飛行範囲

（後縁側）にあるほど，その周りに偏揺運動をし，引いた索の側に頭を向けて，そちらの方向に進行する。この動きで，凧に向かう相対流速は，図5.3-5(e)に見られるように，動きに伴う風と自然の風とのヴェクトル和で相対流速が大きくなり，迎角や横滑り角は減少する。大きい翼幅の，従って大きいアスペクト比の翼は迎角の小さい所で釣合って，高速で動き回る。このためアスペクト比が大きいにもかかわらず天井凧にはならず，あまり高くない範囲で，存分に曲技飛行が楽しめる。

動きの範囲を天空に画くと，図5.3-6のような半円形の範囲となる。すなわち操縦者を頂点とした風下側に拡がる円錐面（天空では水平線で切り取られた図の円）内で凧は自由に動き回れる。

出発に当たっては，円の中心に立ててあった凧はちょっと引っ張って浮かしてやるだけで，勢い良く上昇する。こうして円の端に近づくと上昇速が弱まり，端で釣合って停止する。この釣合い飛行をスタント・カイトでは“ホヴァリング”と言う。出発点を変えても，操縦しない状態では，始めの横滑り状態が自然に修正されて，中心線上の円の端で釣合う。また適当な操縦により，円の端のどの点でも釣合ったホヴァリングが可能となる。ホヴァリングでは手元の張力は小さい。

円の広さは，風の強さと共に大きくなるが，通常円錐の頂角で120°程度，風

が弱いと45°以下となる。円内では，特に中心の近くでは，凧の速度は充分速いので，動きが自在な上に，引きの強さは抜群で，正にスポーツであることが実感される。

着陸に当たっては，凧を他人の邪魔にならない隅に持って行って地面に近づける。地面近くでは風速が低くなるので速度を減らし，失速させて地面に軟かく落とすのが良い。

凧を安全に揚げるために

模型航空機同様に，凧を揚げる際にもその安全性に配慮して，他人の迷惑にならぬよう心掛けるべきである。

一番心配なのが，建築物，特に電線や電話線に凧を引っ掛けることで，他人に迷惑をかけるばかりでなく，高圧線だと自分自身も危険である。凧揚げは場所を選ばないといけない。

喧嘩凧やスタント・カイトでは，凧も揚げる人も動き回る範囲が大きくなるので，他の凧との絡みや他人との衝突にも注意しないといけない。己れの技倆に相応しい凧揚げを望みたい。

おわりに

昔，筆者が中学生の頃，夢中になって読んだ本に，木村秀政著「模型飛行機読本」(大日本飛行協会発行，1943年）という名著がある。（故）木村教授が，若い頃お書きになった本であるが，模型飛行機の大事な基礎が，実に判り易く記述されていた。著者が航空工学へのめり込むきっかけともなった本である。省みて拙著の出来の悪さに恥かしい感じがする。出来れば，木村先生の本が復刻されると有難いと思う。拙著はそれと併読されることを希望するものである。

本書の執筆に当たって，多くの方々から資料の提供を受けた。厚く御礼申し上げる。また本書出版に当たり御尽力下さった㈱電波実験社の田所良夫氏および資料収集と校正に尽くされた同社の岡本いさお氏と筆者の秘書の天野千鶴子氏に厚く御礼申し上げる。

文中掲載の著者あるいは製作者等の氏名の敬称は恒例に従って略させて頂いた。

用語索引（欧文略語）

用語索引（日本語）

ーきー

ーくー

ーけー

ーこー

ーさー

ーしー

ーすー

ーせー

ーそー

ーたー

—や—

—ゆ—

—よ—

—ら—

—り—

—れ—

—ろ—

〔著者略歴〕

東　　昭（あずま あきら）

1927年6月19日神奈川県生まれ

1953年3月	東京大学工学部応用数学科卒
1953年4月～1964年2月	川崎航空K.K.（現　川崎重工）
1959年8月～1961年8月	マサチューセッツ工科大学客員研究員
1964年3月～1988年3月	東京大学助教授，教授
1984年9月～1984年11月	メリーランド大学客員教授
1988年5月	東京大学名誉教授
1986年2月～至現在	航空事故調査委員会委員

模型航空機と凧の科学

1992年3月10日　第1版第1刷発行©
1995年3月10日　第2版第1刷発行

検印省略

著者／東　　昭

発行者／増田　勉

発行所／株式会社電波実験社
〒154 東京都世田谷区下馬6－15－4
☎03-3418-4111 振替／00130-8-76758

印刷／神谷印刷株式会社　製本／株式会社手塚製本所

Printed in Japan
ISBN4-924518-32-8